

DLR-IB-FT-BS-2019-54

ABSCHLUSSBERICHT

**Technologieentwicklung für Ultraleicht-
Hubschrauber mit Koaxial-Hauptrotor
Analyse und Optimierung (CUroT)**

Autoren: Daniel Nonnenmacher
Joachim Götz



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Institutsbericht

DLR-IB-FT-BS-2019-54

ABSCHLUSSBERICHT

Technologieentwicklung für Ultraleicht-Hubschrauber mit Koaxial-Hauptrotor Analyse und Optimierung (CURoT)

Daniel Nonnenmacher
Joachim Götz

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig

59	Seiten
56	Abbildungen
3	Tabellen
36	Literaturstellen

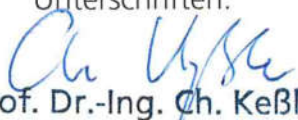
Stufe der Zugänglichkeit: I, intern und extern unbeschränkt zugänglich

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Flugsystemtechnik
Abt. Hubschrauber
Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig

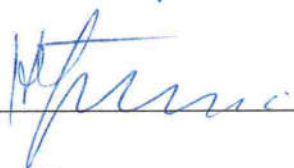
Braunschweig, 10.04.2019

Unterschriften:

Institutsleiter: Prof. Dr.-Ing. S. Levedag


Prof. Dr.-Ing. Ch. Keßler

Abteilungsleiter: Dipl.-Ing. M. Höfinger



Projektleiter / Verfasser: Dr.-Ing. D. Nonnenmacher



Abschlussbericht

Berichtersteller: Daniel Nonnenmacher DLR FT
Joachim Götz DLR FT

**Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR)
Institut für Flugsystemtechnik (FT)
Lilienthalplatz 7
D-38108 Braunschweig**

Inhaltsverzeichnis

1	Aufgabenstellung	7
2	Voraussetzungen	10
3	Planung und Ablauf	11
4	Wissenschaftlicher und technischer Stand	13
5	Zusammenarbeit	14
6	Erzielte Ergebnisse	14
6.1	AP 2.1 Messplan	15
6.2	AP 2.2. Flugversuchsplanung	16
6.3	AP 2.3 Instrumentierung	16
6.4	AP 2.4 Flugversuche	17
6.5	AP 2.5 Datenaufbereitung	18
6.6	AP 3.1 Flugleistung/-reserve	18
6.7	AP 3.2 Steuerbarkeit & Stabilität	20
6.8	AP 3.3 Blattbewegung	26
6.9	AP 3.4 Lasten	29
6.10	AP 3.5 Flugeigenschaften	29
6.11	AP 3.6 Umsetzungspotenzial	35
6.12	Inflight-BOS-Flugversuche	35
6.13	Schwingungsversuche	37
6.14	Zusatzarbeiten des DLR's	48
7	Nutzen und Verwertbarkeit	56
8	Fortschritt bei anderen Stellen	57
9	Veröffentlichungen, Vorträge	57
10	Literaturliste	57
11	Liste der erstellten Dokumentation	59

Abkürzungsverzeichnis

ACT/FHS	Active Control Technology/Flying Helicopter Simulator
ADS-33	Aeronautical Design Standard 33, Flugeigenschaftsspezifikation
AP	Arbeitspaket
BMWi	Bundesministerium für Wirtschaft und Energie
Bo105	Hubschraubermuster
CAD	Computer Aided Design
CAMRAD	Simulationsprogramm; Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics
CFD	Computational Fluid Dynamics
CoAX	UL-Koaxial-Hubschrauber von edm
CURoT	Coaxial Ultralight Rotorcraft Technology
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
DLR-AS	DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
DLR-FT	DLR Institut für Flugsystemtechnik
EC120	Hubschraubermuster
EC135	Hubschraubermuster
edm	edm aerotec GmbH
FT	DLR Institut für Flugsystemtechnik
GPS	Global Positioning System
HAP	Hauptarbeitspaket
HT	Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie der TU München
IMU	Inertial Measurement Unit
LED	Light Emitting Diode
LuFo	Luftfahrtforschungsprogramm
MS	Meilenstein
MTE	Mission Task Element
MTOM	Maximum Takeoff Mass
RANS	Reynolds Averaged Navier-Stokes Simulations
RPM	revolution per minute, Umdrehungen pro Minute
SD	Secure Digital
SHSS	Steady Heading Sideslip
TAS	True Air Speed
TFCP	Trimmed Flight Control Positions
TUM	TU München
UAN	Unterauftragnehmer (in CuRoT Firma messWERK)
WLAN	Wireless Local Area Network

Abschlussbericht zum Forschungsvorhaben CURoT:

Dieser Abschlussbericht beschreibt die vom DLR im Rahmen des Forschungsvorhabens CURoT im Zeitraum vom 01.08.2015 bis 31.10.2018 durchgeführten Arbeiten und wurde entsprechend den Vorgaben für Schlussberichte gemäß Nr. 8.2 NKBF 98 des BMWi angefertigt.

CURoT steht als Akronym für engl. „Coaxial Ultralight Rotorcraft Technology“ (Technologieentwicklung für Ultraleicht-Hubschrauber mit Koaxial-Hauptrotor) und ist ein über das Bundesministerium für Wirtschaft und Energie (BMWi) gefördertes Vorhaben zwischen den Partnern edm aerotec GmbH (edm, Verbundführer), dem Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie (HT) der Technischen Universität München (TUM), und dem Institut für Flugsystemtechnik (FT) des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR). Der vorliegende Abschlussbericht beschreibt die vom DLR durchgeführten Arbeiten mit der Bezeichnung „Analyse und Optimierung“. Die Inhalte der Arbeitspakete des DLR innerhalb des Vorhabens sind in Kapitel 1 aufgeführt. Detaillierte Informationen zu den erzielten Ergebnissen des DLR finden sich in Kapitel 6 dieses Abschlussberichtes.

1 Aufgabenstellung

Der Partnerantrag des DLR im Rahmen des LuFo V-2 Verbundvorhabens CURoT [24] umfasste Arbeiten des Instituts für Flugsystemtechnik (FT) im Rahmen der zwei Hauptarbeitspakete (HAP):

HAP 2 – Flugversuchstechnik

HAP 3 – Analyse & Optimierung (DLR-Leitung)

Die Hauptarbeitspakete wurden über die folgenden Sub-Arbeitspakete bzw. Aufgabenbeschreibungen definiert:

HAP 2 Flugversuchstechnik

Das HAP 2 wurde von edm geleitet und beinhaltete alle nötigen Schritte zur Vorbereitung, Durchführung und Datenerfassung der Flugversuche. Dieses HAP war das zentrale Element im Projekt CURoT, da die erzeugten Messdaten Grundlage für die Arbeiten in HAP 1 und HAP 3 waren. Das DLR war in allen APs von HAP 2 beteiligt und hat edm mit seiner Flugversuchserfahrung unterstützt und beraten. Das AP 2.5 Datenaufbereitung sollte nach ursprünglicher Planung vom DLR selbst geleitet werden. Im Verlauf des Projektes wurde die Leitung des AP 2.5, begründet durch einen Personalengpass beim DLR, durch die TUM übernommen. Durch die gute Zusammenarbeit zwischen den Verbundpartnern konnte ein effizientes Flugversuchsprogramm erarbeitet und durchgeführt werden.

AP 2.1 Messplan

In AP 2.1 wurde unter Leitung von edm ein Messplan als Grundlage der Instrumentierung erstellt. Dieser legte fest, welche Messgrößen mit welcher Genauigkeit wo gemessen und aufgezeichnet werden. Dieses Arbeitspaket wurde von edm koordiniert, da edm den CoAX konstruiert hat und deshalb grundlegendes Verständnis über die technische Realisierbarkeit der Instrumentierung besitzt. Das DLR begleitet dieses AP, um die später benötigten Messwerte entsprechend den eigenen Anforderungen zu erhalten. Diese bezogen sich ausschließlich auf das nichtdrehende System. Die Instrumentierung des stehenden Systems hinsichtlich GPS, IMU, Nasenmast, sowie (Piloten-) Steuerkräfte- und wege wurden aus der Erfahrung des Unterauftragnehmers (UAN) messWERK in enger Absprache mit edm ausgelegt und definiert.

AP 2.2. Flugversuchsplanung

Im AP 2.2, geleitet von edm, wurde die Durchführung der Flugversuche geplant. Alle benötigten Flugprofile und -manöver wurden definiert und in eine sinnvolle zeitliche Abfolge gebracht. Das DLR unterstützt mit seiner Flugversuchserfahrung die Partner edm und TUM. Neben den eigentlichen Flugversuchen galt es auch die dafür benötigten Umgebungs-/Rahmenbedingungen zu berücksichtigen.

AP 2.3 Instrumentierung

AP 2.3 wurde von der TUM geleitet und koordiniert. Die Ausführung der Instrumentierung so wie der Datenaufzeichnung erfolgt durch die Firma messWERK als Unterauftragnehmer. Das DLR beteiligt sich mit seiner Expertise, die durch die Instrumentierung der eigenen Hubschraubermuster Bo105 und EC135 bereits erlangt werden konnte, am Arbeitspaket. Ziel des DLR war es hier, dass alle nötigen Messdaten zur Bewertung von Flugleistung/ -reserve, Steuerbarkeit, Stabilität und der Flugeigenschaften sowohl qualitativ als auch quantitativ den Anforderungen genügend mit der ausgewählten Instrumentierung aufgezeichnet werden können. Die Messung der Blattbewegung erfolgte mit einem Kamerasystem des DLR Instituts für Aerodynamik und Strömungsmechanik und wurde in diesem AP ebenfalls eingerüstet. Während des Fluges konnten somit nachfolgend die Rotorblätter fotografiert und in einem Postprocessing die Blattspitzenannäherung analysiert werden.

AP 2.4 Flugversuche

AP 2.4 beinhaltet die Flugversuche, um alle in AP 2.2 festgelegten Manöver abzufliegen und die erforderlichen Messdaten aufzunehmen. Die Flugversuche wurden unter der Leitung von edm durchgeführt. Mittels des eingerüsteten und instrumentierten Versuchsträger CoAX wurden die Messwerte im Flug aufgenommen. Anschließend erfolgten Sicherung, Archivierung und Verteilung der gewonnenen Daten. Die im Flug aufgezeichneten Messgrößen waren Grundlage für die Validierung der Simulationsmodelle (HAP 1) als auch für die Analyse und Optimierung (HAP 3).

AP 2.5 Datenaufbereitung

Das AP 2.5 sollte ursprünglich vom DLR geleitet werden und hat das Ziel, die in AP 2.4 aufgezeichneten Messdaten weiter zu verarbeiten, auf Plausibilität zu untersuchen und in geeigneter Weise an die Partner zu verteilen. Während des Vorhabens wurde in Abstimmung mit allen Projektpartnern, in Folge eines Personalengpasses, die Leitung dieses APs vom DLR auf die TUM übertragen. Die gemessenen Rohdaten aus den Flugversuchen wurden durch die TUM synchronisiert, erweitert und aufbereitet. Final bearbeitete Daten wurden in Form einer Datenbank aus synchronen und konsistenten Messdaten von allen erfolgten stationären Testflügen auf einem Server der edm abgespeichert und den Vorhabenspartnern zur Verfügung gestellt.

Der Meilenstein MS 2.5 Datenaufbereitung wurde erreicht.

HAP 3 Analyse & Optimierung

Ziel von HAP 3 war die Analyse der im Flugversuch erzeugten Messdaten durch alle Projektpartner unter Leitung des DLR. Zur Bewertung des CoAX wurden die Kenngrößen der Flugleistung/ -reserve, Steuerbarkeit und Stabilität, Blattbewegung, Lasten sowie Flugeigenschaften ermittelt. Grundlage waren die in HAP 2 durchgeführten Flugversuche mit erforderlicher Instrumentierung. Das AP 3.3 diente insbesondere dazu, kritische Flugzustände zu ermitteln, die speziell bei einem

Koaxial-Rotorsystem auftreten können. Die systematische Bewertung des CoAX dient als Grundlage, um Verbesserungspotenziale aufzuzeigen und deren Umsetzbarkeit zu ermitteln.

AP 3.1 Flugleistung/-reserve

Im Fokus des AP 3.1 stand die Ermittlung der Flugleistung und der dazugehörigen Flugleistungsreserve. Ziel war es zu ermitteln, welche Flugleistungen also z.B. maximale Horizontalfluggeschwindigkeit, Steigrate, Reichweite oder maximale Flugdauer der CoAX in einer Standardkonfiguration erreicht. Die Flugleistungsreserve ergibt sich aus dem Leistungsüberschuss zwischen benötigter Flugleistung und der Maximalleistung des Motors. Da sich der Leistungsbedarf eines Hubschraubers sehr stark mit dem Flugzustand ändert, ist dieses AP weiter unterteilt in die drei Flugzustände Schwebeflug, Vorwärtsflug und Steig- bzw. Sinkflug. Weiterhin wurden die im Versuch ermittelten mit den in HAP 1 durch Simulation berechneten Flugleistungen durch die TUM verglichen. Neben dem AP 2.5 Datenaufbereitungen, ging auch die Führung dieses AP während der Bearbeitung vom DLR an die TUM über.

Der Meilenstein MS 3.1 „Flugleistung- /reserve“ wurde erreicht.

AP 3.2 Steuerbarkeit & Stabilität

Die in AP 3.2 ermittelten Stabilitäts- und Steuereigenschaften eines Hubschraubers stehen in Wechselwirkung und sind abhängig von allen Kräften und Momenten, die in Summe die Systemdynamik ausmachen. Die Auslegung hat dafür zu sorgen, dass der Hubschrauber einerseits stabil und sicher zu fliegen ist, andererseits die nötige Agilität besitzt, um alle vorgesehenen Flugaufgaben ausreichend schnell bewältigen zu können. Die Stabilität wird weiter unterteilt in statische und dynamische Stabilität in Längs- und Querrichtung. Die Steuerbarkeit eines Hubschraubers beschreibt die Eigenschaft, Kräfte und Momente durch Steuereingaben auf das Gesamtsystem aufzubringen. Die Steuereigenschaften stehen den Stabilitätseigenschaften gegenüber und bilden in Kombination die Flugeigenschaften des Hubschraubers. Ziel des AP 3.2 war die Bewertung der Stabilitäts- und Steuereigenschaften.

Der Meilenstein MS 3.2 „Steuerbarkeit und Stabilität“ wurde erreicht.

AP 3.3 Blattbewegung

AP 3.3 hatte das Ziel, die Annäherung der Blattspitzen des CoAX zu messen und hinsichtlich kritischer Zustände zu analysieren. Eine Kollision der Blattspitzen ist bei einem Koaxial-Rotorsystem denkbar für spezielle Flugzustände bzw. Manöver. Die optische Vermessung der Bewegung der Rotorblätter erfolgt durch das DLR Institut für Aerodynamik und Strömungsmechanik aus Göttingen. Die so gemessenen Blattbewegungen wurden mit den durch die TUM simulierten Blattbewegungen verglichen.

AP 3.4 Lasten

In diesem Arbeitspaket hatte das DLR keine Arbeitsanteile. Das Arbeitspaket wurde von edm und TUM bearbeitet.

AP 3.5 Flugeigenschaften

Unter der Führung des DLR wurden die Flugeigenschaften aus den Flugversuchsdaten ermittelt und bewertet. Ziel war die quantitative Bestimmung der Flugeigenschaften und das Aufzeigen von

möglichen Optimierungspotentialen. Diese dienen als Ergänzung zu den bisher, vor Projektbeginn, vorliegenden subjektiven Aussagen der Testpiloten.

Der Meilenstein MS 3.5 „Flugeigenschaften“ wurde erreicht.

AP 3.6 Umsetzungspotenzial

In diesem Arbeitspaket hatte das DLR keine Arbeitsanteile. Das Arbeitspaket wurde von edm bearbeitet.

Inhalte-Aufstockungsantrag:

2016 wurde das Projekt CURoT um die untenstehenden Inhalte seitens des DLRs aufgestockt.

Inflight-BOS-Flugversuche

Es wurden zusätzlich zum bisherigen Projektkinhalt noch Flugversuche mit dem Inflight-BOS-Verfahren (BOS= Background Oriented Schlieren) durchgeführt, ein Verfahren zur Sichtbarmachung der Blattspitzenwirbel und deren Interaktion untereinander sowie der Interaktion mit den Komponenten des Hubschraubers (z.B. Leitwerk, Zelle etc.).

Schwingungsversuche

Es wurden experimentelle Schwingungsanalysen mit einzelnen Rotorblättern, mit dem gesamten Rotorsystem und dem Gesamthubschrauber in das Projekt mitaufgenommen um ein umfassendes Bild über die Eigenfrequenzen des Gesamtsystems und der damit zusammenhängenden Vibrationsphänomene des Hubschraubers zu bekommen.

Zusatzarbeiten:

Zusätzlich wurden im Rahmen des Projektes vom DLR-AS-HEL CFD-Rechnungen zur Analyse der Rumpfumströmung durchgeführt. Der Einfluss der beiden Rotoren wurde dabei durch die Modellierung als Actuator-Discs berücksichtigt. Die CFD-Rechnungen konnten u.a. Optimierungspotenzial hinsichtlich der Reduktion des aerodynamischen Widerstandes aufzeigen.

2 Voraussetzungen

Das Forschungsvorhaben CURoT (LuFo V-2) knüpfte an kein vorausgehendes Forschungsvorhaben unmittelbar an. Die coaxiale Rotorkonfiguration wurde bislang am DLR nicht nähergehend untersucht.

Das Institut für Flugsystemtechnik des DLR betreibt seit Jahren Grundlagenforschung und angewandte Forschung auf dem Gebiet der Gesamtsystembewertung, zu dem die Bewertung der Flugleistung und Flugdynamik sowie die Bewertung der Flugeigenschaften von Hubschraubern gehört. Im Fokus stehen dabei die Flugversuchsträger Bo105 und EC135 ACT/FHS, mit denen seit Jahrzehnten Flugversuche in allen Bereichen erfolgreich durchgeführt werden [3], [4]. Dazu zählen z.B. Flugversuche zur Ermittlung der Systemeigenschaften selbst, von Flugleistung und Flugdynamik, zur Bewertung von Flugeigenschaften, zur Erprobung von Sensorik und Assistenzsystemen sowie von neuartigen Flugprozeduren. Der ACT/FHS ist ausgerüstet mit einer Fly-by-Light/Fly-by-Wire Steuerung und bietet durch das angeschlossene Experimentalsystem vollen Zugriff auf die Flugsteuerung [5]. Zu den Flugversuchen gehören neben der Flugversuchsvorbereitung auch die Flugversuchsdurchführung sowie die Auswertung der Flugversuchsdaten mit Hilfe geeigneter Flugversuchstechniken und Bewertungsmethoden. Das DLR kann weiterhin auf die langjährige Erfahrung und Aus-

bildung der Testpiloten, Flugversuchingenieure, der Bodencrew sowie dem Team der Flugversuchstechnik, zuständig für Messtechnik und Messdatenverarbeitung, zurückgreifen. Diese Expertise der experimentellen Flugerprobung wurde bereits von Luftfahrtbehörden angefragt und konnte in die Erstellung von luftfahrttechnischen Gutachten einfließen. Außerdem konnten die gesammelten Erfahrungen des DLR bei der Messinstrumentierung der DLR-Flugversuchsträger und des Rotorversuchsstandes in das Vorhaben CURoT durch Beratung der Projektpartner und des Unterauftragnehmers messWERK eingebracht werden.

Neben dem DLR Institut für Flugsystemtechnik war das Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik am Vorhaben CURoT beteiligt. Das Institut ist ein führendes Forschungsinstitut auf den Gebieten Aerodynamik und Aeroakustik und arbeitet mit theoretisch-numerischen und experimentellen Untersuchungen an Luft- und Raumfahrzeugen, wobei die Experimente sowohl in Windkanälen wie auch in Flugversuchen durchgeführt werden. Die Abteilung Hubschrauber erforscht die Strömungsphysik von Hubschraubern und entwickelt Technologien zur Verbesserung der Flugleistung von Hubschraubern sowie zur Reduktion des Hubschrauberlärms. Weitere Arbeiten umfassen die Vorhersage von Verkehrslärm sowie die Aerodynamik von Windenergieanlagen. Ziel der Abteilung Hubschrauber ist die aerodynamische und aeroakustische Optimierung von Hubschraubern und einzelner Hubschrauber-Komponenten. Dadurch lassen sich zum einen die Lärm- und Abgas-Emissionen reduzieren und zum anderen die Effizienz und Leistungsfähigkeit dieses besonderen Luftfahrzeugs steigern.

3 Planung und Ablauf

In [Abbildung 3-1](#) ist der Zeitplan der DLR-Anteile dargestellt. Während des Vorhabens ergab sich eine zeitliche Verzögerung bei der Durchführung der Flugversuche. Ursache hierfür waren einerseits technische Probleme mit applizierten DMS an Messstellen auf den Rotorblättern, zeitweise Systemausfälle von Komponenten der Sensorik und Instrumentierung (messWERK unterstützte maßgeblich zur effizienten Problemlösung), und wetterbedingten Verzögerungen. Dennoch konnten innerhalb des Vorhabens und unter Verwendung einer funktionstüchtigen Instrumentierung des CoAX, alle Messflüge aus dem Flugversuchsplan erfolgen und eine verwendbare Datenbasis erstellt werden. Dies ermöglichte es die geplanten Meilensteine zu erfüllen. Lediglich ergab sich aus einerseits personalen Gründen beim DLR und andererseits einer besseren und individuelleren Anwendbarkeit für die TUM, dass die Flugversuchsdaten nicht wie geplant vom DLR sondern von der TUM aufbereitet wurden (AP 2.5 „Datenaufbereitung“). Gleiches trifft auf das AP 3.1 „Flugleistung/-reserve“ zu. Der Netzplan ist in [Abbildung 3-2](#) dargestellt. Auf Grund der Verzögerungen bei der Durchführung der Flugversuche ergab sich eine verlängerte Mietdauer der Instrumentierung. Dies und der Einbezug der Mehrwertsteuer im Unterauftrag an messWERK führten zu einer Erhöhung der Ausgaben für den Unterauftrag auf Seiten der TUM. Das DLR beteiligte sich an den entstandenen Mehrkosten für die Flugversuche.

2016 wurde das Projekt CURoT aufgestockt und um Untersuchungen mit dem Inflight-BOS-Verfahren (BOS= Background Oriented Schlieren), ein Verfahren zur Sichtbarmachung der Blattspitzenwirbel und deren Interaktion, erweitert. Darüber hinaus wurden über die Projektaufstockung Schwingungsanalysen der Rotorblätter, des gesamten Rotorsystems und des Gesamthubschraubers in das Projekt mitaufgenommen um ein umfassendes Bild über die Eigenfrequenzen des Gesamtsystems und der damit zusammenhängenden Vibrationsphänomene zu bekommen.

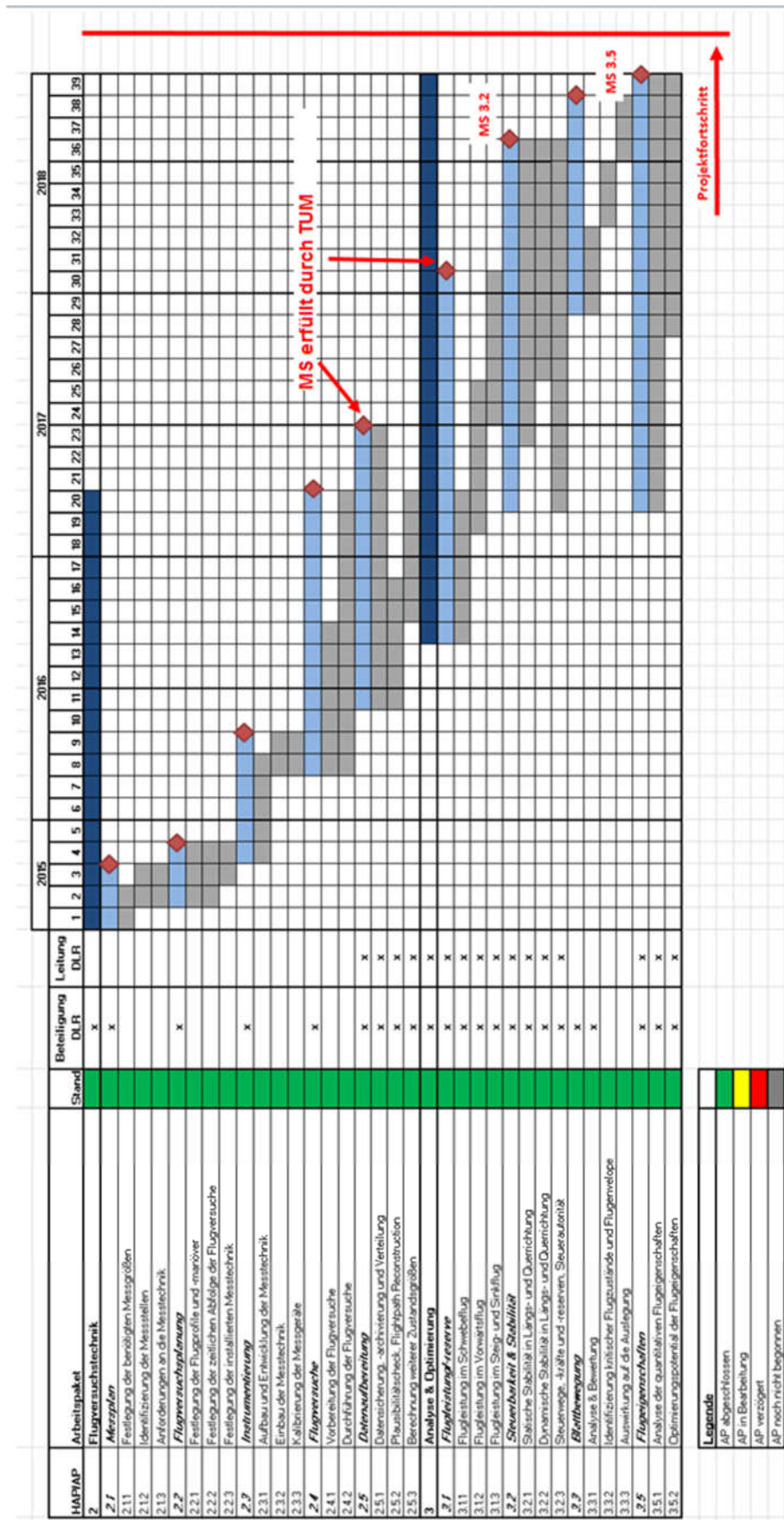


Abbildung 3-1: Zeitplan des DLR-Anteils im Projekt CURoT

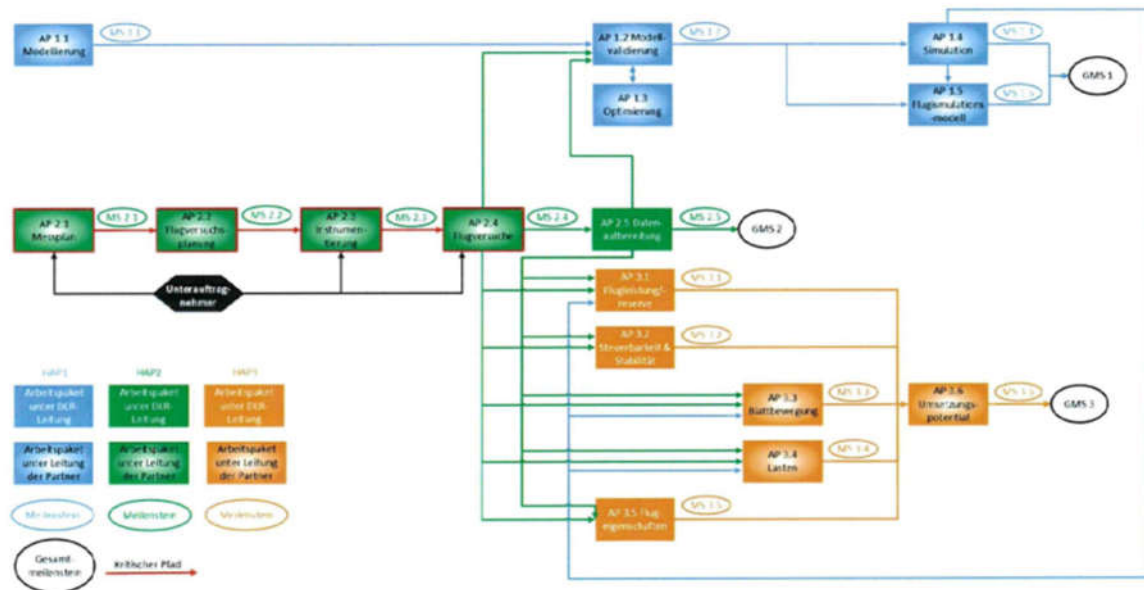


Abbildung 3-2: Netzplan des DLR-Anteils im Projekt CURoT

4 Wissenschaftlicher und technischer Stand

Im Hubschraubermarkt, der im westlichen Raum von konventionellen Haupt- und Heckrotor Konfigurationen dominiert wird, stellt die koaxiale Rotoranordnung eine Ausnahme dar. Diese Konfiguration besitzt jedoch Vorteile gegenüber der konventionellen Hubschrauberkonfiguration. Beispielsweise reduziert sich der Leistungsbedarf des Gesamtsystems durch das Weglassen des Heckrotors. Die koaxiale Anordnung der Rotoren reduziert zudem die Kopplung der Steuerorgane, da im Vergleich zu konventionellen Konfigurationen zusätzliche Pedaleinstellungen bei variierendem Kollektiv nahezu verschwinden [6]. Von Coleman wurde ein umfassender Überblick von bisher durchgeführten Messungen an koaxialen Rotorsystemen gegeben [7]. Ramasamy führte eine neuere Studie über gemessene Schwebeflugleistungen verschiedener Rotorsysteme durch, inklusive koaxialer Rotoren [8]. Derzeit erfahren koaxiale Hubschrauber insbesondere in den USA ein steigendes Interesse – getrieben durch Forschungsaktivitäten der Firma Sikorsky zum X2-Demonstrator [9][10] und dem aktuellen S-97 „Raider“ Hubschrauber.

Im Vorhaben CURoT wurden, als Beitrag zur Verbesserung der Flugsicherheit, systematisch Flugleistungen und Flugeigenschaften untersucht. Die dazu notwendigen Methoden und Verfahren waren für die Klasse der UL-Hubschrauber bisher nicht erprobt, weil diese Klasse bisher noch nicht existierte. Während des Vorhabens konnte ein Verständnissgewinn über den UL-Hubschrauber mit seinem Koaxial-Rotorsystem erarbeitet werden, der über den bisherigen Wissensstand der experimentellen Flugversuchstechnik hinausgeht. Es konnte gezeigt werden, dass die für konventionelle Hubschrauber angewendete Methoden [11], auch auf den UL-HS CoAX übertragen werden können.

5 Zusammenarbeit

Wie in der Vorhabenbeschreibung des DLR-Partnerantrages vermerkt, waren die hier beschriebenen Arbeiten des DLR, als auch die der TUM, in das von der edm geführte Verbundvorhaben CURoT integriert. Während der gesamten Projektlaufzeit fand eine enge und sehr kooperative Zusammenarbeit zwischen allen Vorhabenpartnern und dem Unterauftragnehmer messWERK statt. Eine Zusammenarbeit mit weiteren Institutionen war im Verlauf des Vorhabens seitens des DLR nicht notwendig.

6 Erzielte Ergebnisse

Gemäß der DLR-Vorhabenbeschreibung [24] war das übergeordnete Ziel des Forschungsverbundes:

Die systematische Untersuchung des Ultraleicht-Hubschraubers CoAX der Firma edm aerotec.

Die DLR-Hauptziele im Projekt CURoT waren:

- *Unterstützung bei der Planung, Instrumentierung und Durchführung der Flugversuche mit dem CoAX*
- *Erlangung eines Systemverständnisses für Koaxial-Rotoren*
- *Aufbau einer Gesamtsystemfähigkeit/Bewertungsfähigkeit für die neue Klasse der UL-Hubschrauber*
- *Systematische Untersuchung und Bewertung von Flugleistung/-reserve, Steuerbarkeit, Stabilität und Flugeigenschaften des CoAX*
- *Optische Messung der Blattbewegung des CoAX zur Ermittlung kritischer Flugzustände*
- *Erhöhung der Flugsicherheit des CoAX durch Ermittlung der Flugenvelope, um eine breite Akzeptanz auf dem Markt zu erzielen*
- *Wissenstransfer von Forschung zu KMU, um dessen Innovationsführerschaft zu erhalten und so die Vermarktungsfähigkeit des CoAX zu erhöhen*

Zu Beginn des Vorhabens bestand der Arbeitsbeitrag des DLR darin, die Projektpartner edm und TUM bei der Erstellung eines Messplans für die Instrumentierung sowie bei der Definition der Flugmanöver für die geplanten Flugversuche zu unterstützen. Die Instrumentierung wurde innerhalb des Unterauftrages der TUM an messWERK und in enger Zusammenarbeit mit der edm durchgeführt. Im Auftrag der TUM wurde von messWERK ein Messsystem entwickelt welches die spätere Synchronisierung der Daten ermöglicht. Die TUM entwickelte eine Auswerteroutine zur Analyse der ermittelten Flugversuchsdaten. Dabei werden die Testdaten u.a. synchronisiert, (teilweise) gefiltert und für die spätere Auswertung stationäre Zustände bestimmt. Die so verarbeiteten Flugversuchsdaten wurden in Form von übertragbaren Datenformaten archiviert und mit den Partnern geteilt.

Basierend auf den aufbereiteten Flugversuchsdaten konnte das DLR systematische Untersuchungen zur Beurteilung der Steuerbarkeit, Stabilität und Flugeigenschaften durchführen. Die Ermittlung der Flugleistungen wurde durch die TUM übernommen.

Mit Hilfe von optischen Messungen konnte im Flugversuch durch das DLR Daten zur Annäherung der Blattspitzen gewonnen werden. Diese Daten konnten u.a. zur Validierung und Verifizierung des Rechenmodells der TUM verwendet werden.

Zusätzlich wurden im Rahmen des Projektes vom DLR CFD-Rechnungen zur Analyse der Rumpfumströmung durchgeführt. Der Einfluss der beiden Rotoren wurde dabei durch die Modellierung als Actuator-Discs berücksichtigt.

Durch den intensiven Austausch von Mess- und Simulationsdaten und die gegenseitige Unterstützung der Verbundpartner konnte durch den kombinierten experimentellen und numerischen Ansatz der Koaxial-Ultraleicht-Hubschrauber umfassend analysiert und bewertet werden. Daraus konnte ein Gesamtsystemverständnis innerhalb des Forschungsverbundes aufgebaut werden und weiteres Optimierungspotenzial aufgezeigt werden. Somit wurden die DLR-Ziele sowie das übergeordnete Ziel des Gesamtverbundes im Projekt CURoT erreicht.

Der nachfolgende Bericht beschreibt alle projektbezogenen Arbeiten zwischen dem 01.08.2015 und dem 31.10.2018.

6.1 AP 2.1 Messplan

Für AP 2.1 wurden die vom DLR benötigten Messgrößen zusammengetragen. Diese richten sich nach den für die DLR APs zu bewertenden Merkmale der Flugleistung, Steuerbarkeit und Stabilität sowie der Flugeigenschaften. Alle für diese Messgrößen erforderliche Messtellen befinden sich im nicht-drehenden System des Hubschraubers. Eine Liste der Messgrößen wurde mit den zusätzlichen Messgrößen der Projektpartner, edm und TUM, zusammengelegt und an messWERK übertragen (siehe [Tabelle 6-1](#)). Gemeinsam mit den Projektpartnern und messWERK wurden die Messstellen, die Messhardware sowie die Anforderungen an die Messgenauigkeit definiert und im finalen Messplan von messWERK dokumentiert [32].

Nr.	Beschreibung
1	Längsbeschleunigungen
2	GPS Position
3	Motor bzw. Zwischenwellendrehzahl
4	statischer Druck
5	Staudruck
6	Staudruck, korrigiert
7	Luftdichte
8	Dichtehöhe
9	Anstellwinkel (globaler Anströmwinkel)
10	Schiebewinkel
11	Lufttemperatur
12	Temperatur der Standardatmosphäre
13	Temperaturkorrigierte Höhe
14	barometrische HöheCURoT
15	vertikale Geschwindigkeit aus barometrischer Höhe
16	Basic airspeed
17	Basic airspeed mit Kompressibilität auf MSL
18	True airspeed
19	Calibrated airspeed mit Kompressibilität auf MSL
20	Steuerkräfte (Stick, Pedal, Kollektiv)
21	Steuerwege (Stick, Pedal, Kollektiv, Gas)
22	Winkel (Nicken, Rollen, Gieren)
23	Drehraten (Nicken, Rollen, Gieren)
24	Beschleunigung (Längs, Quer, Vertikal)
25	GPS-Zeit
26	geographische Breite
27	geographische Länge

28	GPS Höhe
29	Standardabweichungen (LAT, LON, ALT)
30	Richtung der Horizontalgeschwindigkeit
31	Betrag der Horizontalgeschwindigkeit
32	vertikale Geschwindigkeitskomponente
33	Nord Komponente
34	Ost Komponente
35	Geschwindigkeitskomponente nach unten
36	Anzahl sichtbarer Satelliten
37	Nockenimpuls für Azimutposition
38	Drehmoment am Motor
39	Schlagbiegemoment - Höhenleitwerk
40	Schlagbiegemoment - Seitenleitwerk
41	Torsionsmoment Heckausleger

Tabelle 6-1: Messgrößen im nicht-drehenden System

6.2 AP 2.2. Flugversuchsplanung

Im AP 2.2, geleitet von edm, wurde die Durchführung der Flugversuche geplant. Alle benötigten Flugprofile und -manöver wurden zusammen mit den Partnern definiert und in eine sinnvolle zeitliche Abfolge gebracht. Es wurde zunächst mit Funktionstests und Bodenläufen begonnen, um einen sicheren Flugbetrieb des instrumentierten Erprobungsträgers zu gewährleisten. Im Flug wurden zunächst Daten im stationären Schwebeflug ermittelt werden. Schwebeflüge waren auch mit axialen Steig- und Sinkraten durchzuführen. Daraufhin waren stationäre Vorwärtsflüge bei verschiedenen Geschwindigkeiten bis hin zu maximal möglichen Fluggeschwindigkeiten durchzuführen. Diese sollten jeweils im stationären Geradeausflug, als auch mit multiplen (konstanten) Schiebewinkeln, Kurvenradien, sowie Steig- und Sinkraten erfolgen werden. Bei stationären Flügen wurde stark darauf sensibilisiert, dass der jeweilige Zustand über einen längeren Zeitraum (gewünscht waren bis zu 30 Sekunden) gehalten wurde.

6.3 AP 2.3 Instrumentierung

AP 2.3 wurde von der TUM geleitet und koordiniert. Die Ausführung der Instrumentierung so wie der Datenaufzeichnung erfolgt durch die Firma messWERK als Unterauftragnehmer. Das DLR hatte im AP eine beratende Funktion. Die Instrumentierung des CoAX unterteilt sich in 3 Systeme; das nicht-rotierende System, sowie die rotierenden Systeme der oberen und unteren Rotorebenen. Jedes System war mit einem GPS Sensor und einem Zeitstempel versehen. Letzteres wurde zur späteren Synchronisierung der Daten verwendet. Mangelnder Platz in den rotierenden Ebenen sowie die Anforderung hoher Datenraten an die Messsignale ließen einen direkten Datentransfer, z.B. über Schleifringe oder einem bordeigenes WLAN, nicht zu. Daher wurden die Daten in jedem System separat auf SD Karten gespeichert. Das System wurde vom Unterauftragnehmer der TUM der Firma messWERK integriert. Das Messsystem und die Datenaufzeichnung des nicht-rotierenden Systems wurde auf dem Co-Pilotensitz montiert (Abbildung 6-1). Weitere Details der Instrumentierung sowie des Einbaus und der Kalibrierung der Sensoren kann dem Einbaubericht von messWERK entnommen werden [32].

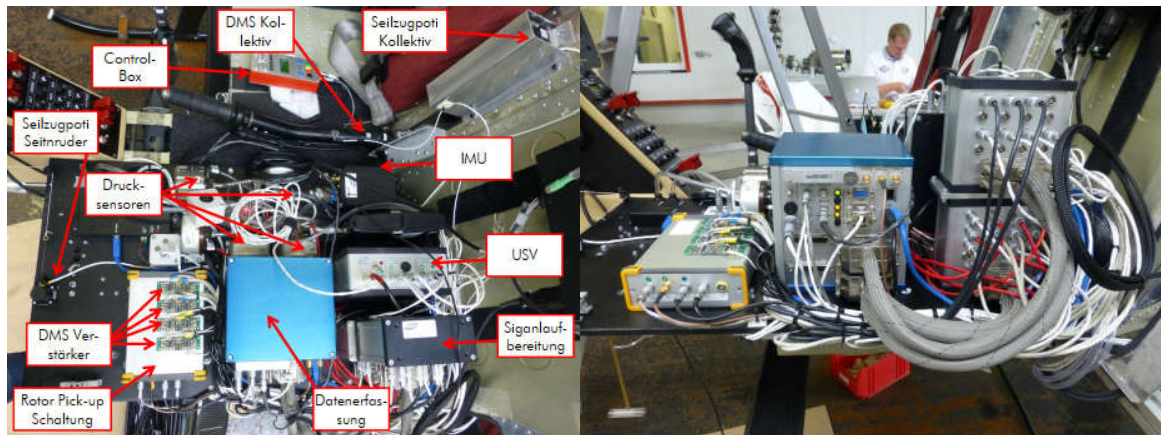


Abbildung 6-1: Messsystem im nicht-rotierenden System

Für die Ermittlung des Blattspitzenabstandes im Flug wurde die in [Abbildung 6-2](#) dargestellte Instrumentierung bestehend aus einer Kamera, Blattspitzen-LEDs, Lichtschranke und Aufnahme-Laptop eingerichtet.



Abbildung 6-2: Skizze des Messsystems zur Bestimmung der Blattspitzenannäherung bestehend aus Kamera, Blattspitzen-LEDs, Lichtschranke und Aufnahme-Laptop

6.4 AP 2.4 Flugversuche

Die Flugversuche wurden von edm durchgeführt und durch DLR und TUM begleitet. Auf Grund von technischen Problemen, bei denen u.a. messWERK stets schnell reagierte und unterstützte, wurde die Instrumentierung des CoAX bis zum ersten Quartal 2017 verlängert. Gerade im Herbst und im Winter kamen wettertechnisch beeinflusste Verzögerungen hinzu.



Abbildung 6-3: CoAX im Flugversuch

6.5 AP 2.5 Datenaufbereitung

Im Einverständnis aller Projektpartner hat die TUM die Leitung des AP 2.5 zur Datenaufbereitung vom DLR übernommen. Grund hierfür war ein kurzfristig aufgetretener und nicht mehr abzufangender Personalengpass auf Seiten des DLR. Die Übernahme der Leitung des Arbeitspaketes war unabdingbar um innerhalb des Zeitplans die komplexen Auswertungen und eine Validierung des numerischen Modells (CAMRAD II) auf Seiten der TUM durchzuführen. Auch war dies essentiell um nötige Plausibilitätschecks während der Durchführung der Flugversuche auf alle Messsignale anzuwenden um im späteren eine Auswertbarkeit der Daten zu gewährleisten. Weitere Zustandsgrößen wurden in die bestehende Methodik zur Datenaufbereitung mit aufgenommen. Im Anschluss wurden ausgewertete Daten archiviert und an die Partner verteilt. Für weitere Details bzgl. der von der TUM aufgebauten Auswertungsroutinen wird auf den Abschlussbericht der TUM verwiesen [33].

6.6 AP 3.1 Flugleistung/-reserve

Im Fokus des AP 3.1 standen die Ermittlung der Flugleistung und der Flugleistungsreserve durch die Verbundpartner unter der Leitung des DLR. Ziel war es zu ermitteln, welche Flugleistungen also z. B. maximale Horizontalfluggeschwindigkeit, Steigrate, Reichweite oder maximale Flugdauer der CoAX in einer Referenzkonfiguration (CoAX mit MTOM) erreicht. Die Flugleistungsreserve ergibt sich dabei aus dem Leistungsüberschuss zwischen benötigter Flugleistung und der Maximalleistung des Motors (vgl. Abbildung 6-4).

Badewannenkurve

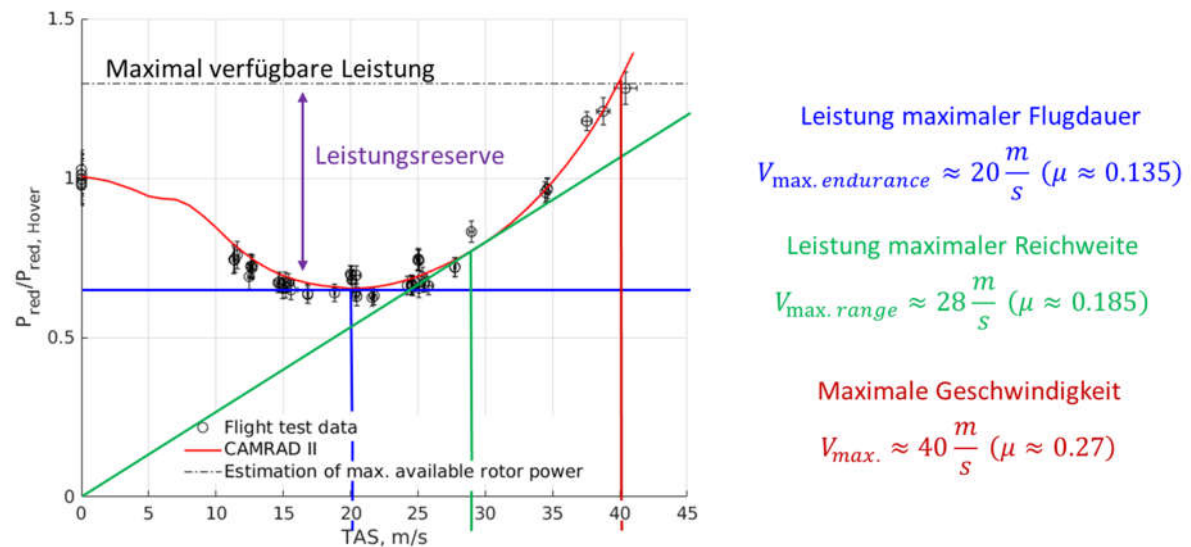


Abbildung 6-4: Badewannenkurve des CoAX
(Quelle: TUM, CURoT-Review-Meeting Dezember 2017)

Die Flugleistungen wurden im AP 3.1 für die drei Flugzustände: Schwebeflug (AP 3.1.1), Vorwärtsflug (AP 3.1.2) und Steig- bzw. Sinkflug (AP 3.1.3) auf Basis der im Flugversuch erfliegenen Daten ermittelt.

Die TUM verwendete die im Flugversuch ermittelten Flugleistungsdaten zusätzlich um das in HAP 1 aufgebaute CAMRAD II Simulationsmodell hinsichtlich der berechneten Flugleistungen zu validieren. Mit Hilfe der Simulation wurden seitens der TUM zusätzliche Berechnungen von Flugleistungsparametern ermöglicht, die nicht direkt aus den Flugversuchsdaten gewonnen werden konnten (z. B. Dienstgipfelhöhe vgl.?).

In Tabelle 6-2: sind die in den einzelnen Unterarbeitspaketen gemeinsam von den Verbundpartnern aus den Flugversuchsdaten ermittelten Flugleistungs-Eckdaten für den CoAX zusammengefasst, wie diese laut der Vorhabenbeschreibung im DLR-Partnerantrag [24] in AP 3.1 zu ermitteln waren.

Auf Basis der in Abbildung 6-4 ermittelten charakteristischen Leistungen und dazugehörigen Geschwindigkeiten (z. B. Leistung maximaler Flugdauer und der dazugehörige Geschwindigkeit $V_{\max. endurance}$) lassen sich unter Kenntnis des spezifischen Kraftstoffverbrauchs ($SFC_{@75\%RPM} = 0,207 \frac{kg}{kWh}$) und des Tankvolumens des CoAX (44l) entsprechende Flugleistungsparameter wie z. B. die maximale Flugdauer ermitteln. Da der spezifische Kraftstoffverbrauch vom Motorhersteller allerdings nur punktuell angegeben wird und nicht kontinuierliche, leistungsabhängig ermittelt werden kann, sind die aufgelisteten Zeitangaben das Ergebnis einer Überschlagsrechnung.

AP 3.1.1 Flugleistungen im Schwebeflug	
Schwebeflugleistung (bei ~450 kg)	~ 58 kW
Maximale Schwebeflughöhe	~ 2180 m
Maximale Flugdauer im Schwebeflug	~ 2 h 45 min
AP 3.1.2 Flugleistungen im Vorwärtsflug	
Maximale horizontal Fluggeschwindigkeit	~ 40 m/s = 78 kt = 144 km/h
Maximale Reichweite	~ 390 km
Maximale Flugdauer	~ 4 h 20 min
Maximale Flughöhe im Vorwärtsflug (Dienstgipfelhöhe)	~ 4450 m = 14600 ft
AP 3.1.3 Flugleistungen im Steig- und Sinkflug	
Maximale Steiggeschwindigkeit im Schwebeflug	~4 m/s = 790 ft/min
Vorwärtsgeschwindigkeit für maximales Steigen	~ 20 m/s = 39 kt = 72 km/h

Tabelle 6-2: Flugleistungseckdaten des CoAX2D

6.7 AP 3.2 Steuerbarkeit & Stabilität

Längsstabilität (Longitudinal Stability):

Nachfolgend sind exemplarisch Ergebnisse der Auswertung der statischen Längsstabilität des Co-AX2D dargestellt. Ähnliche Abbildungen (z. B. Lagewinkel und Steuer über der Geschwindigkeit aufgetragen) können der Veröffentlichung von Feil et. al. [12] entnommen werden. Die hier dargestellte Analyse greift diese Darstellungen auf, fokussiert sich allerdings speziell auf den Aspekt der statischen Längsstabilität, der in der genannten Veröffentlichung nicht explizit betrachtet wurde.

Bei der Untersuchung der Stabilitätseigenschaften wird zwischen der statischen und dynamischen Stabilität unterschieden. Als statisch längsstabilen Hubschrauber bezeichnet man einen Hubschrauber, der auf eine Störung im getrimmten Flugzustand unmittelbar entgegenwirkt. Erfährt der Hubschrauber eine Vergrößerung der Vorwärtsgeschwindigkeit, muss der Gesamthubschrauber ein positives Nickmoment erzeugen. Durch das erzeugte Nickmoment erfährt der Hubschrauber eine Anstellung der Hubschrauberlängsachse (nose up), was zu einer Reduzierung der Vorwärtsgeschwindigkeit führt. Diese Form der Stabilität wird auch als geschwindigkeitsstabil bezeichnet.

Dabei spielt die Summe der resultierenden Nickmomente der einzelnen Komponenten des Hubschraubers eine große Rolle. Auf die Stabilität haben die folgende Komponenten einen primären Einfluss: der Hauptrotor, die Hubschrauberzelle und das Höhenleitwerk. Der Hauptrotor hat in Bezug auf die statische Längsstabilität einen stabilisierenden Einfluss. Wenn der Hubschrauber eine

Störung als Änderung der Vorwärtsgeschwindigkeit erfährt, erhöht sich die Geschwindigkeit am vorlaufenden Blatt. Die dadurch resultierende Auftriebserhöhung wirkt sich erst ca. 90° später in Drehrichtung aus, so dass die Auftriebserhöhung ein positives Nickmoment (nose up) erzeugt, was eine bremsende und somit stabilisierende Wirkung auf den Hubschrauber ausübt.

Eine allgemeingültige Aussage über den Einfluss einer Hubschrauberzelle auf die statische Längsstabilität kann nicht getroffen werden. Die Hubschrauberzelle kann je nach Form sowohl stabilisierenden, als auch destabilisierenden Einfluss nehmen. Die Eigenschaften hängen dabei von der Position des Druckpunktes der Zelle und dem Schwerpunkt ab. Die Hubschrauberzelle kann somit ein positives oder negatives Nickmoment erzeugen.

Das Höhenleitwerk kann wie die Hubschrauberzelle entweder stabilisierend oder destabilisierend auf die Längsstabilität Einfluss nehmen. Bei einem Auftrieb erzeugenden Leitwerk erzeugt eine Erhöhung der Anströmgeschwindigkeit eine Erhöhung des Auftriebs und somit über den Hebelarm bis zum Schwerpunkt des Hubschraubers ein negatives Nickmoment (nose down), was destabilisierend wirkt. Bei einem Abtrieb erzeugenden Leitwerk erzeugt eine Erhöhung der Anströmgeschwindigkeit eine Erhöhung des Abtriebs und über den Hebelarm bis zum Schwerpunkt des Hubschraubers ein positives Nickmoment (nose up), was stabilisierend wirkt. Letzteres ist beim CoAX der Fall.

Durch eine kontinuierliche Steuereingabe des zyklischen Längssteuers nach vorne wirkt der Pilot einem immer größer werdenden, positiven Nickmoment bei zunehmender Vorwärtsgeschwindigkeit entgegen. Damit der Hubschrauber als statisch längsstabil gilt muss eine stetige, stets nach vorne gerichtete, Steuereingabe des zyklischen Längssteuers bei Erhöhung der Fluggeschwindigkeit gewährleistet sein.

Im Apparent Static Stability Test (vgl. [11]), wird der Hubschrauber im Flugversuch in einen schiebefreien, getrimmten Flugzustand mit konstant gehaltener Flughöhe gebracht. Schrittweise wird die Geschwindigkeit erhöht. Dabei wird die Flughöhe durch Steigern oder Reduzieren der Leistung konstant gehalten. Bei jedem Messpunkt werden die Steuerpositionen messtechnisch erfasst. Somit erhält man die sogenannten Trimmed Flight Control Positions (TFCP) für die spätere Auswertung. Ein weiterer Parameter, der bei diesem Versuch gemessen wird, ist der Nickwinkel. Anhand dieses Winkels kann der Pilot einen Zusammenhang aus Geschwindigkeit und Position des (künstlichen) Horizontes schließen.

Aus Abbildung 6-5 ist die zyklisch longitudinale Steuerauslenkung über der True Airspeed (TAS) ersichtlich. Die Auswertung zeigt, dass die Steuerauslenkung ab ca. 30kts kontinuierlich in x-Richtung nach vorne wandert. Eine Näherung (rote Linie) durch die Datenpunkte zeigt durch die positive Steigung den eindeutigen Zusammenhang zur statischen Längsstabilität. Daraus resultiert, dass der Hubschrauber für den dargestellten Bereich über 30kts statisch längsstabil ist.

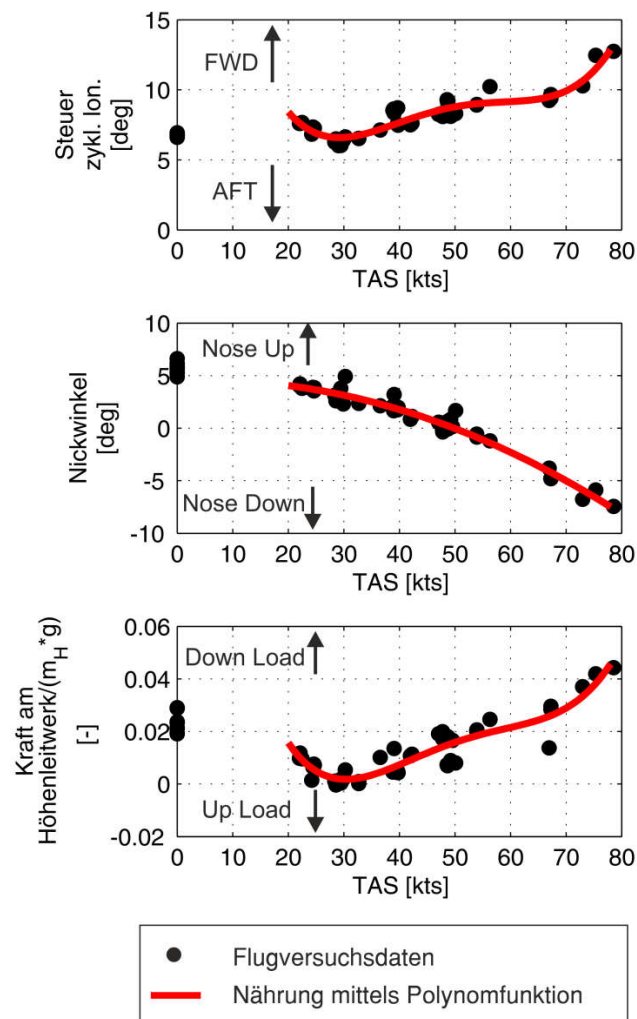


Abbildung 6-5: Auswertung der statischen Längsstabilität auf Basis der Trimmed Flight Control Positions

Aus [Abbildung 6-5](#) ist auch der Zusammenhang des Nickwinkels über die True Airspeed (TAS) ersichtlich. Eine Näherung (rote Linie) durch die Datenpunkte zeigt durch die negative Steigung den eindeutigen Zusammenhang zur statischen Längsstabilität, so dass der Pilot durch die Neigung der Hubschrauberlängsachse einen unmittelbaren Hinweis (cue) über die Fluggeschwindigkeit erhält.

Für den Geschwindigkeitsbereich zwischen 20kts und 30kts ergibt sich eine negative Steigung der zyklischen Längssteuerauslenkung über die Geschwindigkeit. D.h. in diesem Geschwindigkeitsbereich kommt es trotz einer Reduzierung der Steuerauslenkung zu einer Vergrößerung des Nicklagewinkels und somit auch der Geschwindigkeit. In diesem Geschwindigkeitsbereich ist der Hubschrauber somit statisch instabil.

Bei der zuvor gemachten Beobachtung besteht ein direkter Zusammenhang mit der am Höhenleitwerk entstehen nach unten gerichteten Kraft. Wie in [Abbildung 6-5](#) ersichtlich ist, reduziert sich die am Höhenleitwerk wirkende Kraft (dargestellt ist die Kraft am Höhenleitwerk normiert mit der Gewichtskraft des Hubschraubers $m_H g$) zwischen dem Schwebeflugfall bis ca. 30kts. Damit reduziert sich auch das durch das Höhenleitwerk erzeugte (nose up) wirkende Moment. Der Pilot muss mit der von ihm manuell getätigten Steuerauslenkung somit ein geringeres Moment erzeugen. Dadurch fallen seine Steuerauslenkungen in zyklischer Längsrichtung bis 30kts auch geringer aus.

Die Reduktion der Abtriebswirkung des Höhenleitwerkes bei zunehmenden Geschwindigkeiten bis ca. 30kts hängt mit dem Abwind der Rotoren zusammen, der auf das Höhenleitwerk trifft. Die vollständigen, physikalischen Zusammenhänge dazu wurden von Feil et. al. in der Veröffentlichung [12] diskutiert. Baulich befindet sich das Höhenleitwerk innerhalb der Rotorkreisebene, somit trifft der Abwind der Rotoren im Schwebeflug unmittelbar auf die Leitwerksfläche und erzeugt eine nach unten gerichtete Kraft und ein nose up wirkendes Moment. Mit zunehmender Vorwärtsgeschwindigkeit reduziert sich die vertikal nach unten gerichtete Abwindgeschwindigkeit wodurch sich die Kraft am Leitwerk zunächst reduziert (bis 30kts). Bei höheren Vorwärtsgeschwindigkeit erzeugt das Leitwerk zunehmend Abtrieb in Folge der größeren Anströmgeschwindigkeit in Hub-schrauberlängsrichtung und einer aus der Nicklage des Hubschraubers resultierenden lokalen Anstellwinkeländerung am Leitwerk.

Manöverstabilität (Manoeuvre Stability):

Ausgewertet wurde die Manoeuvre Stability des CoAX. Für den Piloten äußert sich die Manoeuvre Stability in Form der Strecke, um die das zyklische Längssteuer nach hinten (AFT) gezogen werden muss um ein erhöhtes Lastvielfaches (n) (z. B. im Kurvenflug) zu halten.

Es gibt mehrere unterschiedliche Flugversuchsprozeduren um Flugdaten für die Auswertung der Manoeuvre Stability zu gewinnen (z. B. Pull-Ups, Descending Turns at constant speed with fixed collective und Level Turns at constant speed). Am repräsentativsten für den gewöhnlichen Einsatz eines Hubschraubers ist dabei der Level Turn at constant speed (vgl. [11]) bei dem die Höhe gehalten wird. Da bei diesem Flugversuchsvorgehen der Pilot, um die Höhe im Kurvenflug zu halten, am Kollektive zieht, wird dieser Versuch (und die später ausgewertete Stabilität) als Apparent Manoeuvre Stability bezeichnet und ist von der Collective Fixed Maneuver Stability zu unterscheiden, bei der, bedingt durch das festgestellte Kollektiv, im Kurvenflug entsprechend Höhe abgebaut wird. Der Unterschied zwischen der Apparent Manoeuvre Stability und Collective Fixed Maneuver Stability äußert sich für gewöhnlich darin, dass bei der Apparent Manoeuvre Stability durch den zusätzlichen Einfluss des Collective Pitches geringere Cyclic Pitch Eingaben nach hinten erfolgen müssen um den gleichen Lastfaktor zu halten (vgl. [11]).

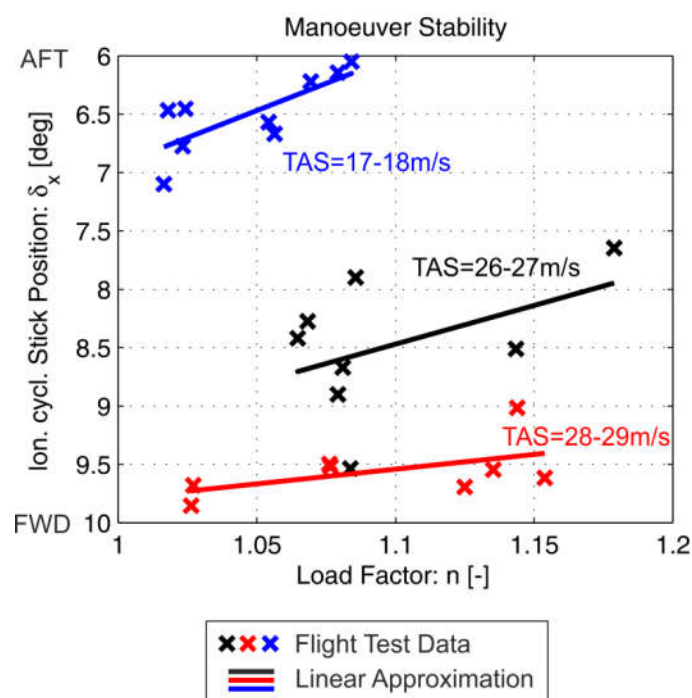


Abbildung 6-6: Auswertung der Apparent Manoeuvre Stability des CoAX

Im Rahmen der Flugversuche in AP 2.4 wurden Kurvenflüge bei unterschiedlichen Vorwärtsgeschwindigkeiten und verschiedenen Hängewinkeln (Bank Angle ϕ) geflogen. Ein größerer Hängewinkel resultiert über den einfachen Zusammenhang $n = \frac{1}{\cos(\phi)}$ in einem größeren Lastvielfachen n .

Apparent Manoeuvre Stability liegt nun genau dann vor, wenn zum Erreichen eines höheren Hängewinkels und somit auch Lastvielfachen bei gleicher Geschwindigkeit das zyklische Längssteuer nach hinten (AFT) gezogen werden muss. In [Abbildung 6-6](#) ist die Auswertung der Kurvenflüge mit dem CoAX dargestellt. Dabei wurden Datenpunkte mit annähernd gleicher Vorwärtsgeschwindigkeit zusammengefasst (TAS=17-18m/s; TAS=26-27m/s; TAS=28-29m/s). Es wurde über eine lineare Approximation jeweils eine Ausgleichsgerade zwischen den im Flugversuch gewonnenen Datenpunkten eingezeichnet um den Trend der Längssteuerbewegung zu identifizieren und zu verdeutlichen. Dabei ist für alle dargestellten Geschwindigkeiten eindeutig eine positive Geradensteigung erkennbar d. h. der Stick muss um bei gleicher Geschwindigkeit ein höheres Lastvielfaches zu erfliegen nach hinten (AFT) gezogen werden. Der CoAX2D ist somit für die betrachteten Geschwindigkeiten manöverstabil.

Seitenstabilität (Lateral Stability):

Zugrunde liegen den Auswertungen Flugversuchsdaten in denen der Hubschrauber mit Schiebewinkel flog. Die Flugversuchsprozedur wird als Steady Heading Sideslip (SHSS) bezeichnet. Dabei fliegt der Hubschrauber bei einer vorgegebenen Geschwindigkeit mit einem Schiebewinkel. Der Schiebewinkel wird schrittweise erhöht und die Geschwindigkeit dabei jeweils konstant gehalten. Durch den Schiebeflug und die zunehmende seitliche Anströmung des Hubschraubers entsteht ein Rollmoment, das durch eine zusätzliche laterale Steuereingabe durch den Piloten kompensiert werden muss (vgl. [Abbildung 6-7](#)). Eine Auslenkung des lateralen zyklischen Steuers in die Richtung der Seitwärtsbewegung des Hubschraubers bedeutet dabei laterale Stabilität.

In [Abbildung 6-8](#) sind die Ergebnisse der ausgewerteten Flugversuche mit dem CoAX dargestellt. Für alle gezeigten Geschwindigkeiten ist bei zunehmender Quergeschwindigkeit v nach rechts auch eine weiter nach rechts gerichtete laterale Steuereingabe notwendig. Der CoAX ist somit für die dargestellten Geschwindigkeiten lateral stabil.

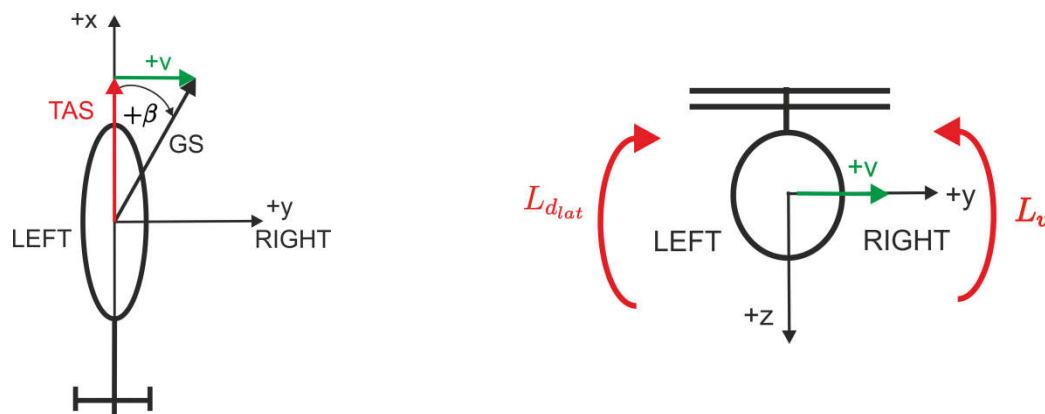


Abbildung 6-7: Skizzen Momente Lateral Stability

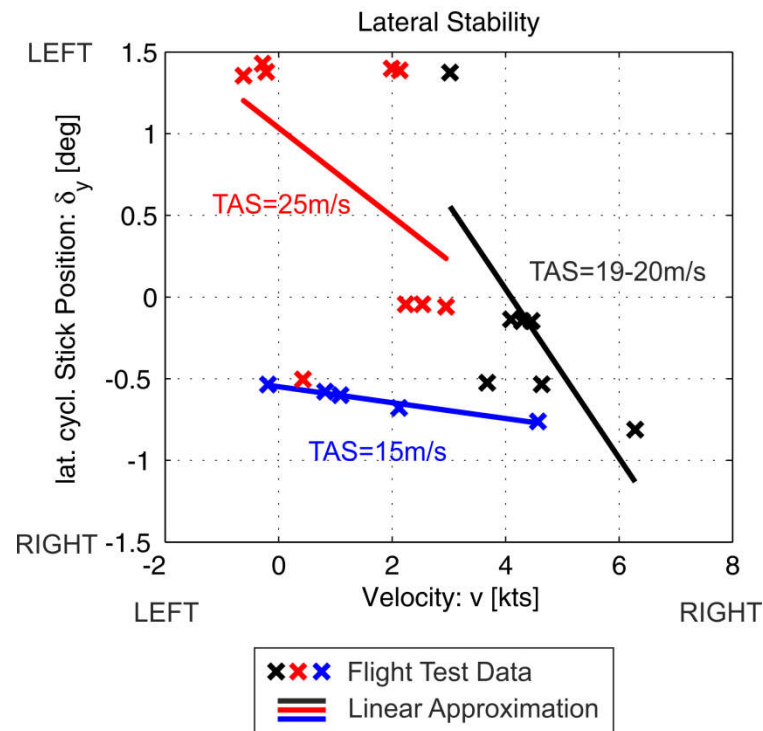


Abbildung 6-8: Querstabilität (*Lateral Stability*) des CoAX

Richtungsstabilität (Directional Stability):

Die gleichen Flugversuchsdaten, wie bei der Auswertung der Lateral Stability, können auch zur Auswertung der Directional Stability herangezogen werden. Auch hier ist die Flugversuchsprozedur das Erfiegen eines Steady Heading Sideslips (SHSS). Durch den Schiebeflug entsteht dabei auch ein Giermoment, das durch eine zusätzliche Pedalsteuereingabe vom Piloten kompensiert werden muss (vgl. [Abbildung 6-9](#)). Eine Auslenkung des Pedals in entgegengesetzter Richtung der Seitwärtsbewegung des Hubschraubers bedeutet Richtungsstabilität.

In [Abbildung 6-10](#) ist das Ergebnis der Flugversuchdatenauswertung für den CoAX dargestellt. Der CoAX ist für die dargestellten Geschwindigkeiten richtungsstabil da eine zunehmende Seitengeschwindigkeit des Hubschraubers nach rechts eine Pedaleingabe mit dem Trend nach links erfordert.

Wie [Abbildung 6-8](#) und [Abbildung 6-10](#) entnommen werden kann unterliegen die Datenpunkte, die aus den Flugversuchsdaten gewonnen wurden jedoch einer sehr große Streuung.

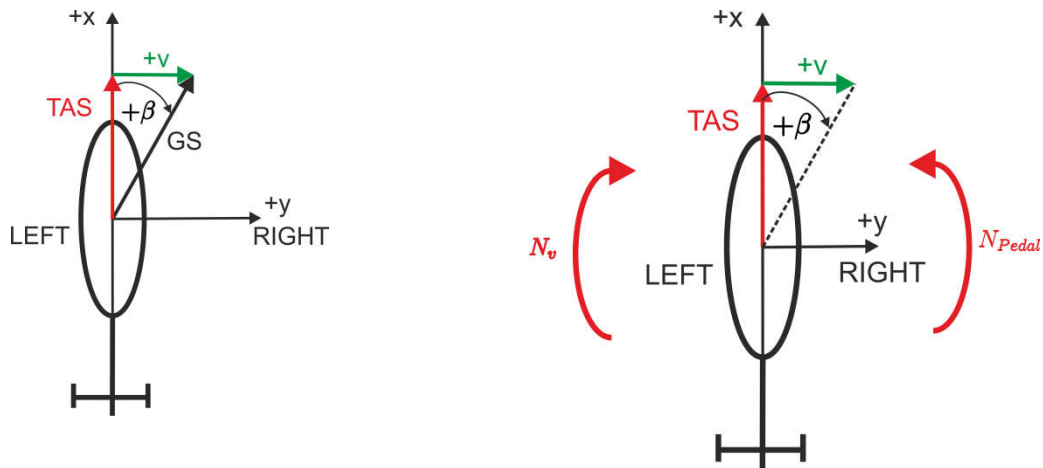
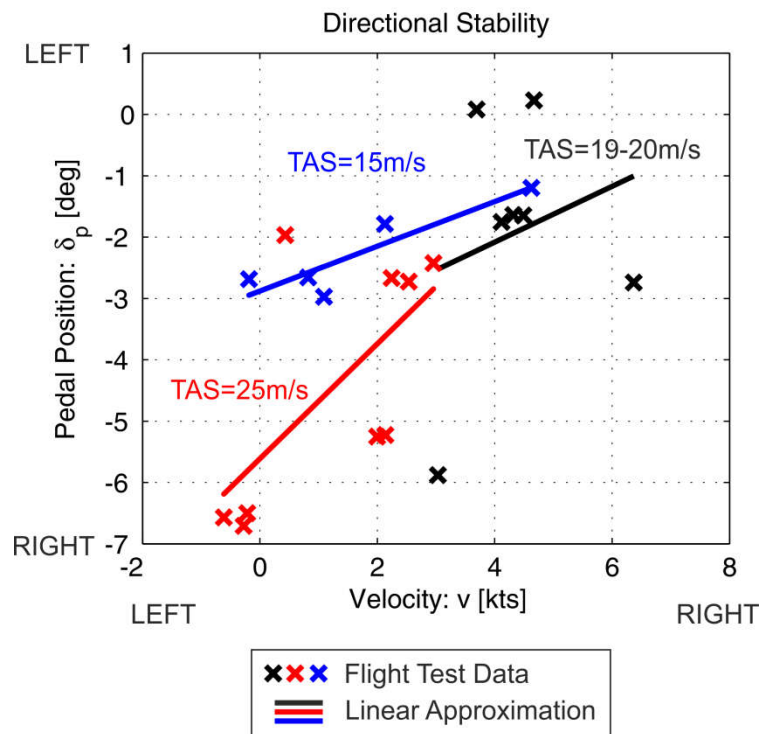


Abbildung 6-9: Skizzen Momente Directional Stability

Abbildung 6-10: Richtungsstabilität (*Directional Stability*) des CoAX

6.8 AP 3.3 Blattbewegung

Das optische Blattverformungsmesssystem, dargestellt in [Abbildung 6-2](#), wurde während der Flugversuche erfolgreich eingesetzt. Die aufgezeichneten Daten beschreiben stationäre und dynamische Flugmanöver wie Schwebeflüge, Vorwärtsflüge mit und ohne Vertikalgeschwindigkeit, Kurvenflüge und dynamische Abbremsmanöver. Das Kamerasystem erwies sich als einfach zu bedienen und robust gegenüber mechanischer Beanspruchung, Wettereinflüssen und Strukturvibrationen.

Für die Auswertung der optischen Blattverformungsmessdaten wurden die Bilder jeder Messreihe in Matlab analysiert. Eine Überlagerung von 100 Rohbildern eines Schwebeflugfalls ist exemplarische

in [Abbildung 6-11 a](#) dargestellt. Die Aufnahmen zeigen neben den Blattspitzen-LEDs (weiße Punkte) zwei berechnete Blattspitzen trajektorien durch das Messfeld, die während der Kamerakalibrierung erzeugt und zur Bestimmung des Blattspitzenabstands an der mit einer weißen vertikalen Linie markierten Messposition verwendet wurden. Der azimuthale Versatz der beiden Blattspitzen wurde hierbei gewählt, um eine Verdeckung der oberen LED durch die untere Blattspitze zu vermeiden. Die ermittelten vertikalen Blattspitzenpositionen an der Messposition $\Psi_m = 298,5^\circ$ sind [Abbildung 6-11 b](#) für alle 100 Messbilder aufgetragen. Die Blattspitzenpositionen sind auf die Neutralposition des unteren Rotorblatts ohne Rotation Z_0 bezogen und mit dem nominellen Blattspitzenabstand Z_S normiert, so dass sich die Blattspitzen bei stehendem Rotor an den Positionen 0 und 1 befinden. Der zugehörige Blattspitzenabstand bezogen auf den nominellen Blattspitzenabstand ist in [Abbildung 6-11 c](#) dargestellt. Diese Auswertung wurde verwendet, um die im Folgenden gezeigten Ergebnisse zu erzielen.

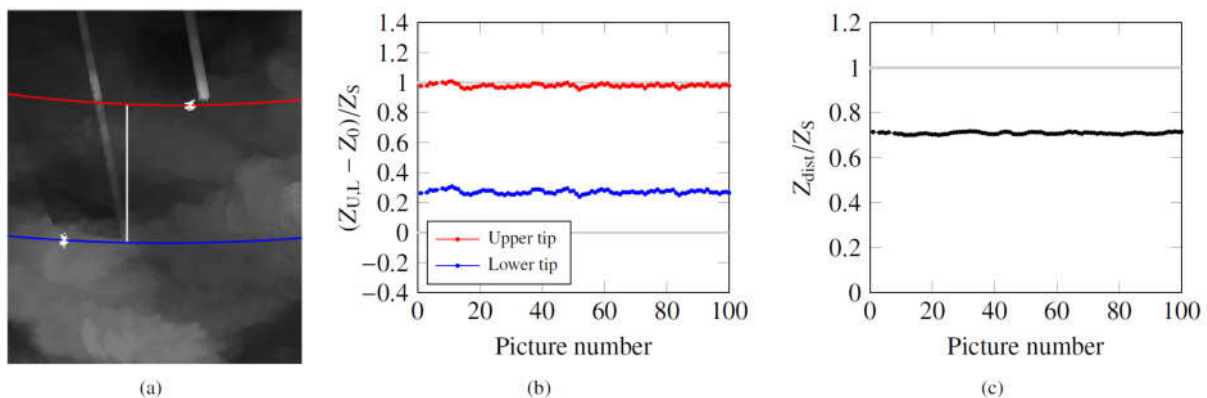


Abbildung 6-11: Beispiel der Blattspitzendetektion während stationärem Schwebeflug. (a) 100 überlagerte Rohbilder, (b) zugehörige relative Blattspitzenpositionen und (c) zugehöriger relativer Blattspitzenabstand

[Abbildung 6-12](#) zeigt den Einfluss des Fortschrittsgrades auf die Blattspitzenpositionen an der Messposition. Die Punkte entsprechen dabei jeweils bis zu 100 gemittelten Messbildern des zugehörigen Flugzustandes. Für den betrachteten Messbereich zwischen $\mu = 0$ und 0.27 (0 bis 78 Knoten) erhöht sich der Blattspitzenabstand für höhere Fluggeschwindigkeiten und nimmt ein Minimum von $54\%Z_S$ bei ca. $\mu = 0.07$ an. Unterhalb dieses Fortschrittsgrades erhöht sich der Blattspitzenabstand wieder, was anhand der gemessenen Schwebeflüge veranschaulicht wird. Der größte Teil der Blattspitzenverformung tritt für die hier gezeigten Flugfälle in der unteren Rotorebene auf. Ein Vergleich der optisch ermittelten Blattspitzenverformungen mit extrapolierten Daten basierend auf den Blatt-Teeter-Winkeln nach Feil et al. [11] (grüne Symbole in [Abbildung 6-12](#)) zeigt eine gute Übereinstimmung, mit geringfügigen Abweichungen bei sehr hohen Fortschrittsgraden und im Schwebeflug.

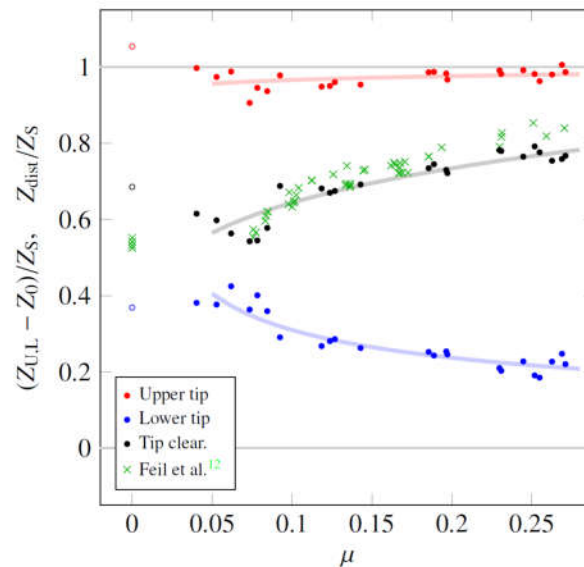


Abbildung 6-12: Einfluss des Fortschrittgrades μ auf die normalisierten Blattspitzenpositionen und -abstände

Der Einfluss verschiedener stationärer Manöver auf die Blattspitzenpositionen ist in [Abbildung 6-13](#) dargestellt. Die beiden Graphiken enthalten jeweils die Messdaten aus [Abbildung 6-12](#) für geraden Vorwärtsflug als Referenz und zusätzlich in [Abbildung 6-13 a](#) Werte für Steig- und Sinkflug und in [Abbildung 6-13 b](#) Werte für Kurvenflug. Die Manöverflüge unterscheiden sich nur marginal von der Referenz und es ist kein klarer Trend für die unterschiedlichen Manöver erkennbar. Dieses Ergebnis stimmt mit numerischen Resultaten von Feil et al. überein; allerdings treten in deren Simulationen an anderen azimuthalen Positionen stärkere Effekte auf.

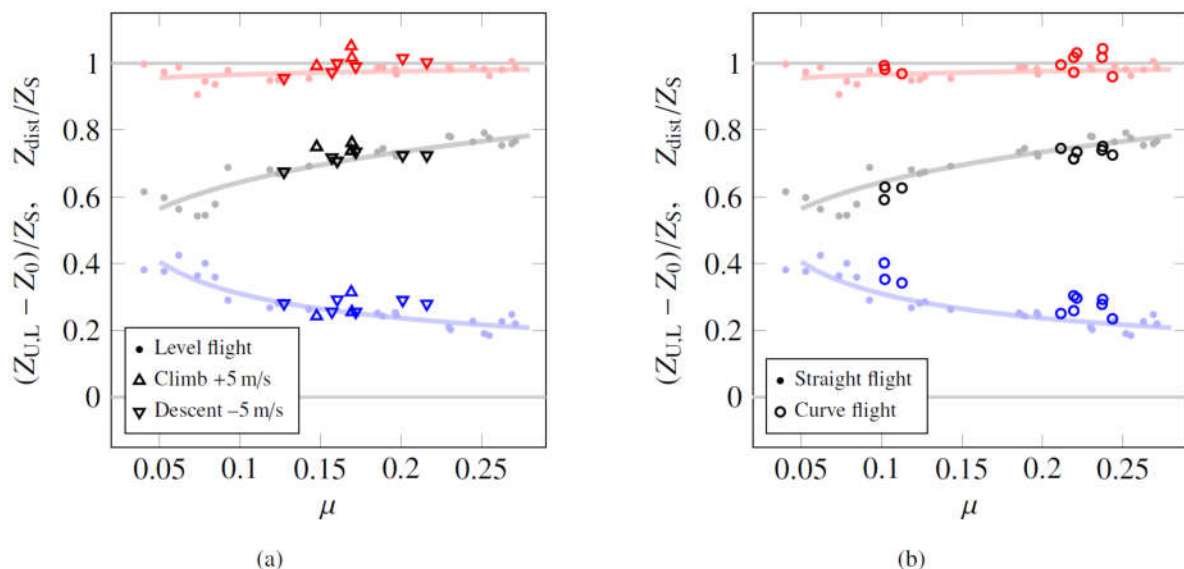


Abbildung 6-13: Einfluss von (a) Steig- und Sinkflug und (b) Kurvenflug auf die Blattspitzenpositionen

Es ist zu erwarten, dass bei instationären Manövern größere Blattverformungen auftreten als bei stationären, weshalb im nächsten Schritt ein instationäres Abbremsmanöver untersucht wurde.

Abbildung 6-14 zeigt zeitaufgelöste Blattspitzenverformungen (Abbildung 6-14 a) und zugehörige Flugmessdaten (Abbildung 6-14 b) für ein schnelles Abbremsmanöver von 44 auf 8 Knoten innerhalb von 8 Sekunden. Das Manöver kann durch die Verläufe der Flugeschwindigkeit (True Airspeed, TAS) und der Pitch- und Rollwinkel in Abbildung 6-14 b charakterisiert werden und verursacht eine Blattannäherung bis auf $47\%Z_S$ bei $t = 6s$. Ein weiteres interessantes Ergebnis dieser Messreihe ist, dass das optische Messsystem auch Schwankungen in den Steuereingaben des Piloten erfassen kann. Hierzu ist das Zeitsignal der Nicksteuerung am Steuerknüppel ebenfalls in Abbildung 6-14 a aufgetragen. Das Signal weist eine sehr gute Korrelation mit beiden Blattspitzenpositionen auf und zeigt damit, dass die aufgezeichneten Blattspitzenbewegungen realen Bewegungen entsprechen und nicht auf Messrauschen oder Kameravibrationen zurückzuführen sind.

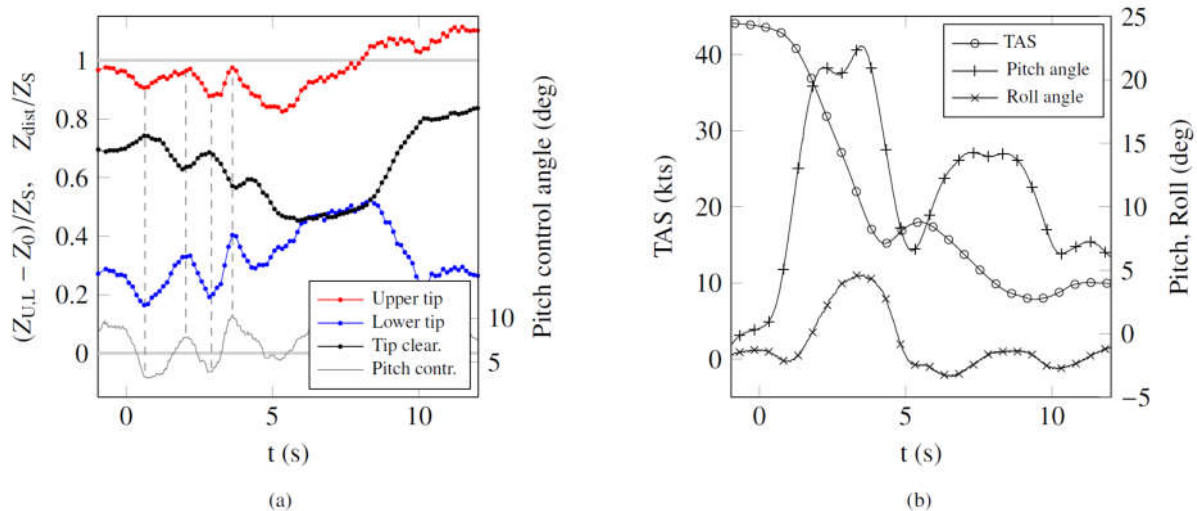


Abbildung 6-14: Zeitaufgelöstes Verzögerungsmanöver von 44 auf 8 Knoten mit (a) Blattspitzenverformungen und (b) zugehörigen Flugmessdaten

Zusammengefasst ermöglichen die optischen Blattspitzenannäherungsmessungen einen tieferen Einblick in die Blattdynamik des Koaxialhubschraubers im Manöverflug. Mit ihrer Hilfe konnten Unterschiede zu Teeterwinkel-basierten Messungen aufgezeigt und der Einfluss von verschiedenen Fortschrittsgraden, sowie stationären und instationären Manövern auf die Blattspitzenbewegungen untersucht werden. Die Daten trugen damit zur Validierung von numerischen Simulationsergebnissen für koaxiale Hubschrauber bei (z. B. CAMRAD II Modell der TUM) und vervollständigen die in diesem Projekt gewonnenen, umfangreichen Flugmessdaten.

6.9 AP 3.4 Lasten

In diesem Arbeitspaket hatte das DLR keine Arbeitsanteile. Das Arbeitspaket wurde von edm und TUM bearbeitet.

6.10 AP 3.5 Flugeigenschaften

Der Begriff der Flugeigenschaften umfasst die fliegerischen Qualitäten und die Handhabungsmöglichkeiten des Hubschraubers und lässt sich durch die Bewegung im Raum und durch die Wege und Kräfte der Steuerorgane beschreiben. Gemeint sind also die Qualitäten und Charakteristiken, die das Fluggerät aufweisen muss, damit der Pilot mit Präzision und ohne übermäßige Arbeitsbelastung seinen Flug durchführen kann.

Eine umfassende, sehr effektive und mittlerweile weltweit anerkannte Methode zur Durchführung und Bewertung von Flugeigenschaften ist im Aeronautical Design Standard (ADS-33) [14] der US Army mit zu erreichenden Grenzen einzelner Bewertungskriterien festgelegt. Diese Richtlinie hat jedoch einen rein militärischen Hintergrund und bezieht sich auf mittelgroße und große Hubschrauber. Während in älteren Spezifikationen oft technische Lösungen vorgegeben wurden und Hubschrauber nach Kategorien wie Größe und Gewicht sortiert werden, werden im ADS-33 Kapazitäten, Leistungen und Eigenschaften in Bezug zu den zu erfüllenden Missionen gesetzt. Damit kann dieser Standard generisch angewendet werden und ermöglicht es, auch neue, innovative Drehflüglerkonfigurationen ohne Einschränkungen und Vergleiche mit Vorhandenen zu bewerten. Ursprünglich wurde die ADS-33 für den Hubschrauber Boeing-Sikorsky RAH-66 Comanche konzipiert. Dies ist ein ausschließlicher Kampfhubschrauber. Die Methoden und Kriterien der ADS-33 kann aber auch zur Bewertung ziviler Hubschrauber angewendet werden.

Flugeigenschaften können in quantitative und qualitative Flugeigenschaften unterteilt werden. Unter der qualitativen Bewertung versteht man die subjektive Bewertung des Piloten nach dem er ein Manöver geflogen hat. Im ADS-33 sind Flugmanöver (sogenannte MTEs Mission Task Elements) zur Bewertung von Flugeigenschaften genau definiert und beschrieben. Die dahinterstehende Idee ist, dass eine vollständige, operationelle Mission eines Hubschraubers vom Start bis zur Landung in einzelne Missionsanteile zerlegt werden kann (z.B. das Halten einer Schwebeflugposition, das vertikale Steigen/Sinken, das seitliche Versetzen des Hubschraubers, die Drehung des Hubschraubers auf der Stelle etc.). Aus diesen „Einzelbausteinen“ lässt sich durch ein Aneinanderreihen die gesamte Mission des Hubschraubers zusammensetzen. Ein MTE stellt somit eine genau definierte Flugaufgabe (Task) dar, die der Pilot mit dem Fluggerät zu erfüllen hat. Die genaue Definition dieses Manövers erfolgt über die Vorgabe von einzuhaltenden Grenzen (Performance Limits). Über die exakte Definition der Flugaufgabe wird eine Vergleichsbasis geschaffen, die es erlaubt, verschiedene Systeme miteinander zu vergleichen. Außerdem wird dadurch eine Wiederholbarkeit der Experimente sichergestellt und es wird somit ermöglicht, die Versuche ggf. mit mehreren Probanden durchzuführen. Bedingt durch die Einbeziehung des Piloten in der Bewertung ist diese Art der Bewertung immer subjektiv.

Im Gegensatz dazu gibt es die quantitative Flugeigenschaftsbewertung, die rein auf Grundlage von messtechnisch erfassten Daten beruht. Diese Art der Bewertung wird in CURoT angewendet. Die ADS-33 schlägt einen Katalog an verschiedenen Spezifikationen vor. Um diese Spezifikationen auswerten zu können muss der Hubschrauber im Flugversuch durch genau definierte Steuereingaben angeregt werden. Häufig kommen dazu Puls- oder Stepsteuereingaben zum Einsatz.

Zunächst wurden die zur Verfügung stehenden Flugversuchsdaten nach entsprechenden Steuereingaben untersucht und für die Auswertung verwertbare Flugversuche identifiziert. Ausgewertet wurden wie in der Vorhabenbeschreibung [24] vorgeschlagen die Kriterien *Attitude Quickness* (Antwortschnelligkeit) und *Large Amplitude* (erreichbare Drehraten). Nachfolgend werden die Ergebnisse kurz vorgestellt.

Die ADS-33 unterteilt die Flugeigenschaften in Level 1 bis 3. Entsprechend sind in den Darstellungen der quantitativen Flugeigenschaftsergebnisse diese Level-Grenzen eingezeichnet.

Level 1 bedeutet: Mit dem Hubschrauber kann in der ausgewählten Flugaufgabe die gewünschte Performance erreicht werden. Der Hubschrauber verhält sich wie gewünscht. Es gibt maximal nur minimale und akzeptable Defizite zu bemängeln. Der Pilot muss nicht oder nur minimal kompensieren um die gewünschte Performance in der Flugaufgabe zu erzielen (geringe Pilot Workload).

Level 2 bedeutet: Mit dem Hubschrauber kann in der ausgewählten Flugaufgabe die gewünschte Performance nicht mehr erreicht werden, die Performance ist aber noch ausreichend. Der Hubschrauber hat auffällige aber noch akzeptable Defizite die bemängelt werden. Der Pilot muss stark kompensieren um die ausreichende Performance in der Flugaufgabe zu erzielen (mittlere Pilot Workload).

Level 3 bedeutet: Mit dem Hubschrauber kann in der ausgewählten Flugaufgabe die ausreichende Performance nicht mehr erreicht werden. Der Hubschrauber hat auffällige nicht mehr akzeptable Defizite die bemängelt werden. Der Pilot muss sehr stark kompensieren um nicht die Kontrolle über die Maschine zu verlieren (hohe Pilot Workload).

Die Level-Grenzen unterscheiden sich dabei je nach gefordertem Agilitäts-Level. D.h. ein Hubschrauber der gemäß seiner Missionsanforderung hoch agil sein muss z.B. ein Kampfhubschrauber, muss ggf. restriktivere bzw. höhere Anforderungen erfüllen als ein Hubschrauber dessen Missionsanforderungen geringere Agilität erfordern z.B. ein Transporthubschrauber. Die ADS-33 unterscheidet zwischen den Stufen: Limited Agility, Moderate Agility, Aggressive Agility/Target Acquisition and Tracking. Jedem dieser Agilitäts-Level können auch spezielle MTEs zu geordnet werden.

Für den CoAX wurden die Grenzen in der Flugeigenschaftsbewertung für das Agilitätslevel „Moderate Agility“ ausgewählt, da dieses Agilitätslevel für den Einsatz der Maschine im Bereich der Privatfliegerei als repräsentativ angesehen werden kann.

Attitude Quickness

Die Attitude Quickness wird verwendet um eine moderate Änderung in der Amplitude des Lagewinkels in Folge einer Pilotensteuereingabe zu bewerten. Dazu werden diverse Werte aus den Zeitschieben der Flugversuchsdaten ermittelt. So wird die maximal erreichte Rate (z.B. q_{pk}) in ein Verhältnis zur Änderung des Lagewinkels (z.B. $\Delta\theta_{pk}$) gesetzt und über das Minimum des Lagewinkels (z.B. $\Delta\theta_{min}$) aufgetragen (vgl. Abbildung 6-15).

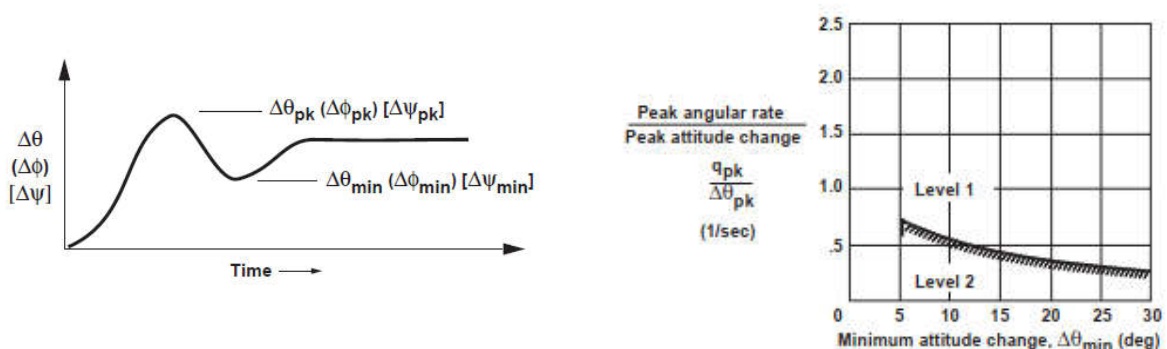


Abbildung 6-15: Definition der Attitude Quickness Parameter (links), Diagramm mit Level Grenzen nach ADS-33 (rechts)

Die Auswertung der Attitude Quickness in der Pitch-Achse ist für den CoAX in Abbildung 6-16 dargestellt. Es wurden mehrere Versuchsdurchgänge in das Diagramm eingetragen. Jedes Δ -Symbol entspricht einem Versuchsdurchgang d.h. einer Anregung des Systems durch eine mehr oder weniger pulsformige Längssteuereingabe. Die Versuchsdaten wurden im Flugversuch „5.5/5.6 Pull-Ups“ zwischen 40-60kts gewonnen. Die Unterschiede ergeben sich u.a. durch nicht exakt gleich ausgeführte Steuereingaben, da sich die identische Anregung in der realen Versuchsdurch-

führung durch manuelle Steuereingaben des Piloten oft als schwierig erweist. Weitere Unterschiede ergeben sich durch Unterschiede in der Vorwärtsgeschwindigkeit.

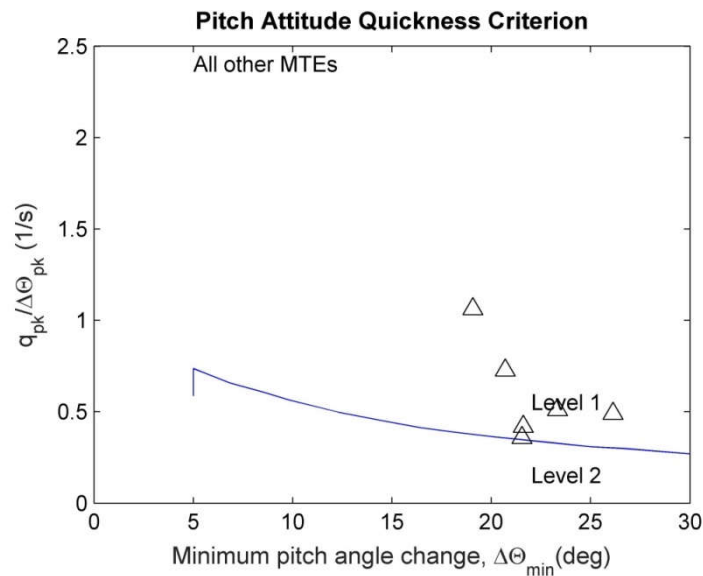


Abbildung 6-16: Attitude Quickness Bewertung des CoAX

Wie Abbildung 6-16 entnommen werden kann befinden sich alle Versuchsdurchgänge aber im Level 1 Bereich. D.h. der CoAX besitzt die gewünschte Antwortschnelligkeit in Folge einer Längssteuerungseingabe.

Large Amplitude

Für die Bewertung von großen Lagewinkeländerungen in Folge einer Steuereingabe werden die maximal erreichbaren Drehraten oder Lagewinkel gemäß ADS-33 ermittelt. Dabei spielt die Art des Antwortverhaltens des Hubschraubers auf eine Steuereingabe eine Rolle. Beim CoAX handelt es sich um einen unregelmäßigen Hubschrauber dessen Antwortverhalten einem Rate Command zugeordnet werden kann. D.h. der Pilot kommandiert mit der Auslenkung des zyklischen Steuerknüppels eine Rollrate. Ein konstanter Ausschlag des Steuerknüppels bedeutet eine konstante Drehrate und damit ein sich stetig über die Zeit weiteraufbauender Lagewinkel (vgl. Abbildung 6-17).

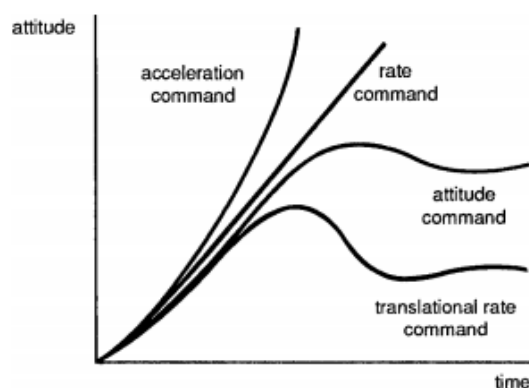


Abbildung 6-17: Vergleich verschiedener Antwortverhalten eines Hubschraubers auf eine Steuereingabe

Die ADS-33 schlägt in Tabellen (vgl. [Abbildung 6-18](#) und [Abbildung 6-20](#)) verschiedene Werte für die Levelgrenzen vor. Einfluss darauf haben der betrachtete Geschwindigkeitsbereich, das Antwortverhalten der Maschine (Response Type), sowie das vorgesehene Agilitätslevel.

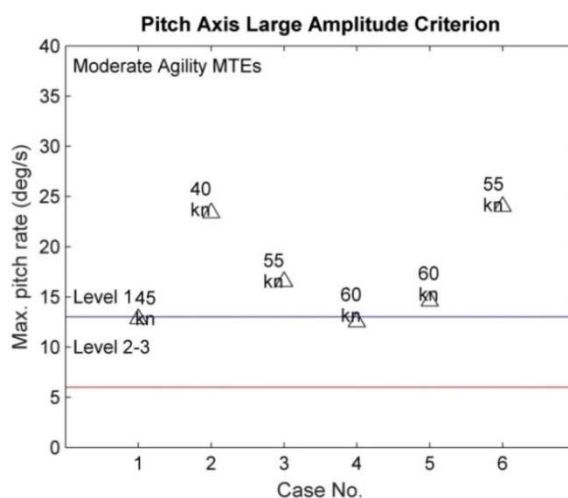
Table VI. Requirements for large-amplitude attitude changes – hover and low speed

AGILITY CATEGORY MTE	RATE RESPONSE-TYPES						ATTITUDE COMMAND RESPONSE-TYPES			
	ACHIEVABLE ANGULAR RATE (deg/sec)						ACHIEVABLE ANGLE (deg)			
	LEVEL 1			LEVELS 2 AND 3			LEVEL 1		LEVELS 2 AND 3	
	Pitch	Roll	Yaw	Pitch	Roll	Yaw	Pitch	Roll	Pitch	Roll
<u>Limited Agility</u> Hover Landing Slope Landing	±6	±21	±9.5	±3	±15	±5	±15	±15	±7	±10
<u>Moderate Agility</u> Hovering Turn Pirouette Vertical Maneuver Depart/Abort Lateral Reposition Slalom	±13	±50	±22	±6	±21	±9.5	+20 -30	±60	±13	±30
<u>Aggressive Agility</u> Vertical Remask Acceleration/Deceleration Sidestep Target Acquisition and Track Turn to Target	±30	±50	±60	±13	±50	±22	±30	±60	+20 -30	±30

[Abbildung 6-18](#): Large Amplitude Attitude Changes Level Grenzen nach ADS-33 für Hover und Low Speed

Pitch

In [Abbildung 6-19](#) sind die Versuchsdurchgänge für eine Längssteuerung ausgewertet dargestellt. Die Versuche wurden im langsamen bis mittleren Vorwärtsflug durchgeführt (ausgewertet wurden die Flugversuche „5.5/5.6 Pull-Ups, Geschwindigkeit: ca. 40-60kts). Auch hier liegen die Bewertungen für den CoAX 2D primär im Level 1 Bereich und bestätigen eine gewünschte maximal erzielbare Nickrate in Folge einer Längssteuerung.



[Abbildung 6-19](#): Large Amplitude Attitude Changes Bewertung des CoAX 2D in der Nick-Achse (Level-Grenzen: Low Speed)

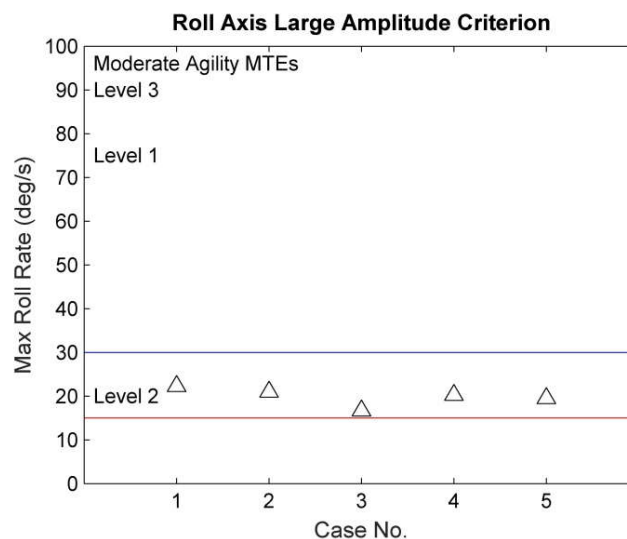
Roll

Für die Bewertung der Rollachse wurden die Flugversuchsdaten des Testpunktes „6.3 Rolling-Pull-Ups“ verwendet (Geschwindigkeit: ca. 50-75kts). Daher kommen für die etwas höheren Geschwindigkeiten nun die Grenzen für den Vorwärtsflug nach [Abbildung 6-20](#) zum Einsatz.

Table IX. Requirements for large-amplitude roll attitude changes – forward flight

AGILITY CATEGORY MTE	RATE RESPONSE-TYPES		ATTITUDE RESPONSE-TYPES	
	ACHIEVABLE ROLL RATE (deg/sec)		ACHIEVABLE BANK ANGLE (deg)	
	LEVEL 1	LEVEL 2	LEVEL 1	LEVEL 2
Limited Agility Decel Approach in IMC ILS Approach Missed approach Speed Control	±15	±12	±25	±15
Moderate Agility Slalom	±30	±15	±25	±15
Aggressive Agility Deceleration to Dash Transient Turn Pullup/Pushover Roll Reversal	±50	±21	±90	±30
Target Acquisition and Track High Yo-yo Low Yo-yo	±90	±50	Unlimited	±60

[Abbildung 6-20](#): Large Amplitude Attitude Changes Level Grenzen nach ADS-33 für Forward Flight



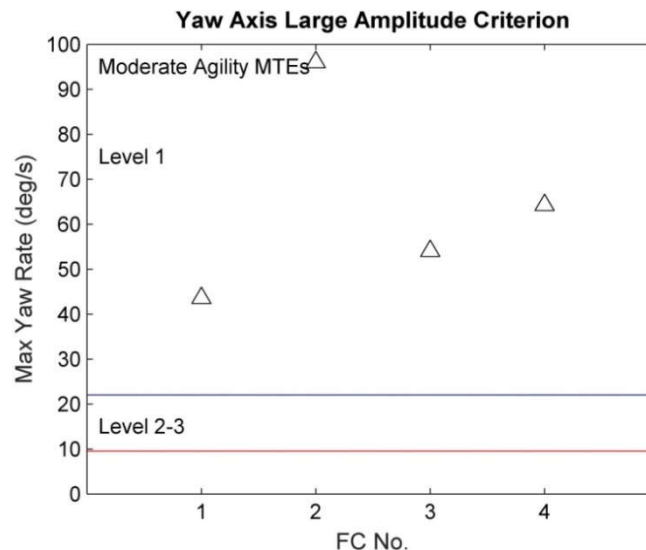
[Abbildung 6-21](#): Large Amplitude Attitude Changes Bewertung des CoAX in der Roll-Achse (Level-Grenzen: Forward Flight)

Wie [Abbildung 6-21](#) entnommen werden kann, liegt der CoAX bei diesem Kriterium für die Rollachse im Level 2 Bereich. Dies kann darauf zurückgeführt werden, dass bei den Flugversuchen beim „Rolling Pull-Up“ eine kombinierte Steuereingabe in Längs- und Querrichtung getätigt wurde und nicht das Erreichen einer maximalen Rollrate im Fokus des Flugversuchs stand. D.h. es gilt zu vermuten, dass bei einer rein einachsigen Steuereingabe mit dem expliziten Ziel eine möglichst hohe Rollrate zu erreichen auch Werte im Level 1 Bereich mit dem CoAX erzielt werden können.

Dies gilt besonders da auch in den anderen Steuerachsen Werte im Level 1 Bereich für den CoAX erzielt werden konnten.

Yaw

Für die Bewertung der Gierachse wurden die Flugversuche mit der Testpunkt-Bezeichnung „4.13 Giersteuerung links/rechts“ verwendet. Da die Versuche im Schwebeflug stattfanden werden die Level-Grenzen gemäß [Abbildung 6-22](#) verwendet.



[Abbildung 6-22](#): Large Amplitude Attitude Changes Bewertung des CoAX in der Gier-Achse (Level-Grenzen: Hover)

[Abbildung 6-22](#) kann entnommen werden, dass sich der CoAX mit den erreichten Drehraten um die Gierachse deutlich im Level 1 Bereich befindet.

6.11 AP 3.6 Umsetzungspotenzial

In diesem Arbeitspaket hatte das DLR keine Arbeitsanteile. Das Arbeitspaket wurde von edm bearbeitet.

6.12 Inflight-BOS-Flugversuche

Im Berichtszeitraum wurde der Ende Juni 2016 gestellte Projektaufstockungsantrag bewilligt. Die über die Projektaufstockung zusätzlich finanzierten Arbeitsinhalte waren u.a. Flugversuche zur Visualisierung der Blattspitzenwirbel des CoAX über das Inflight-BOS-Verfahren (durchgeführt von DLR-AS). Die Wirbelvisualisierung basiert auf einer referenzfreien Variante des Hintergrund-Orientierten Schlierenverfahrens (engl. Background-Oriented Schlieren, BOS). Die Wirbel werden dabei aufgrund der Dichteänderung im Wirbelkern visualisiert. Beim referenzfreien Inflight-BOS-Verfahren werden zwei zeitversetzte Bilder eines Wirbelsystems vor strukturierten, natürlichen Hintergründen aufgenommen. Der Vergleich der Bilder liefert eine Sichtbarmachung des Wirbelsystems zu beiden Aufnahmezeitpunkten. Auf Grundlage dieser Messbilder können Interaktionseffekte von Wirbeln mit dem Hubschrauberrotor und -rumpf auch bei hohen Vorwärtsfluggeschwindigkeiten untersucht werden.

Für die Sichtbarmachung der Wirbel des CoAX-Hubschraubers wurde ein Doppel-Kamerasystem eingesetzt (vgl. [Abbildung 6-23](#)). Das Kamerasystem bestand aus zwei digitalen Spiegelreflexkame-

ras mit Zoomobjektiven und einer Trigger-Einheit zur Erzielung eines Zeitversatzes von 16 ms zwischen den Aufnahmen.

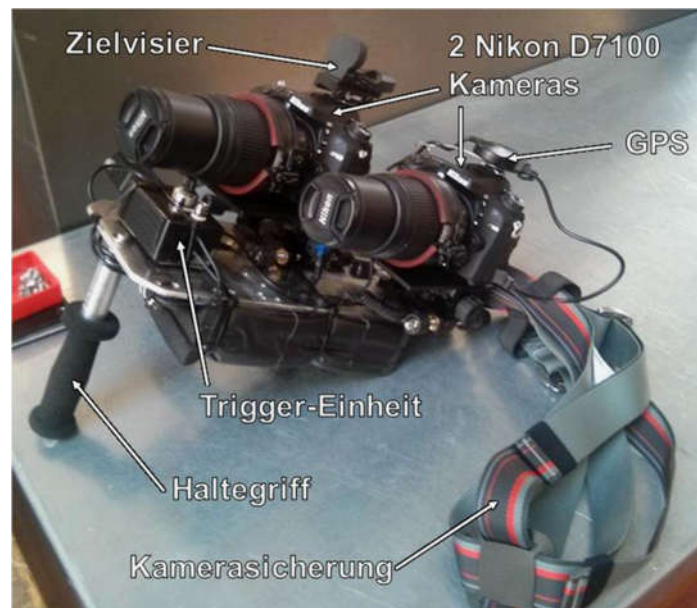


Abbildung 6-23: Inflight-BOS Kamera-Setup

Flugversuche zur Sichtbarmachung des Wirbelsystems am CoAX wurden im schnellen Vorwärtsflug durchgeführt. Das zuvor beschriebene Doppelkamarasystem wurde im Flugversuch an Bord eines zweiten Hubschraubers (EC120) betrieben, der oberhalb des CoAX flog (siehe Abbildung 6-24). Das Kamerasystem wurde hierbei aus der offenen Tür des Beobachtungshubschraubers heraus eingesetzt, um Aufnahmen des Koaxialhubschraubers vor natürlichen Hintergründen wie Wiesen oder Felder zu machen. Der Fokus der Versuche lag hierbei auf hohen Vorwärtsfluggeschwindigkeiten, bei denen das Auftreten von Interaktionen zwischen Wirbeln und Rotorblättern sowie Wirbel und Seitenleitwerk vermutet wurden.

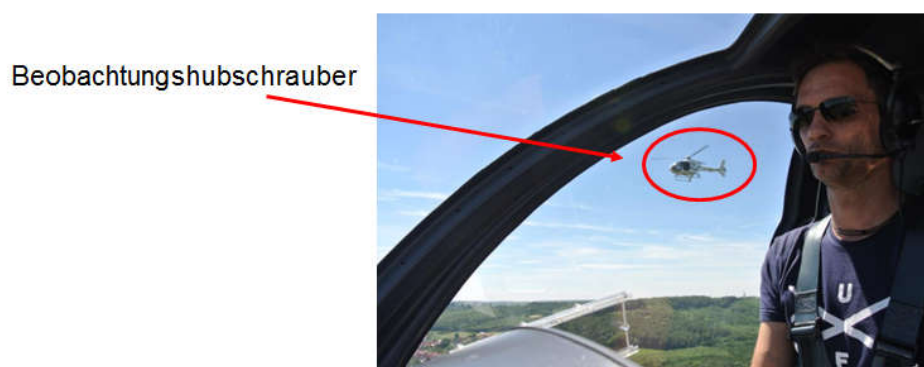
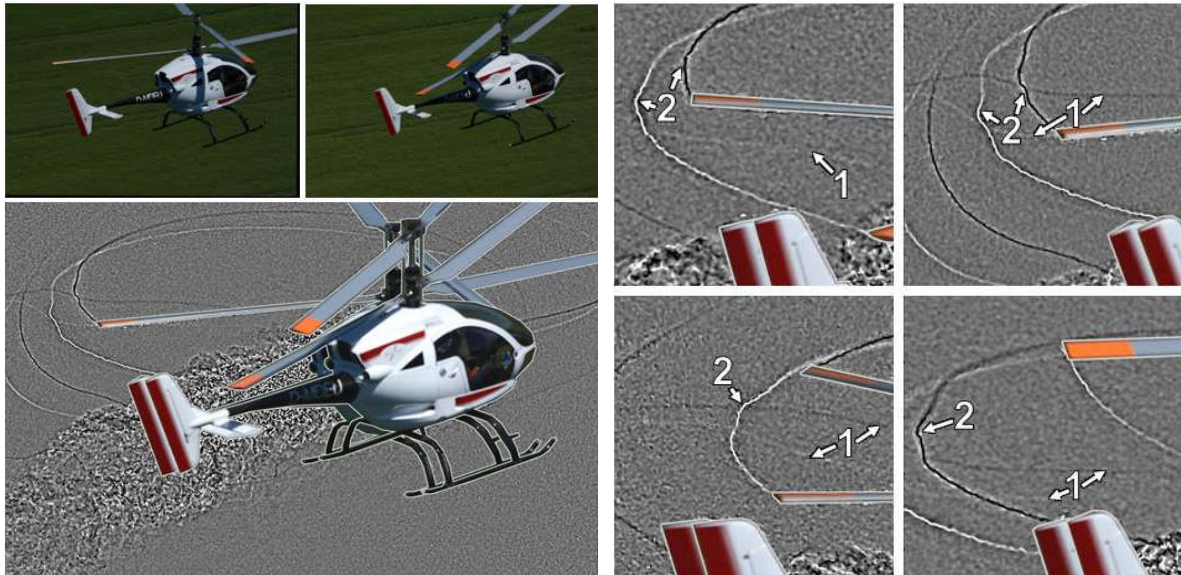


Abbildung 6-24: Perspektive aus dem CoAX - Blick auf Beobachtungshubschrauber EC120

Exemplarische Ergebnisse der Flugversuche zur Wirbelvisualisierung am CoAX sind Abbildung 6-25 und Abbildung 6-26 dargestellt. Eine typische Doppelaufnahme aus der Messkampagne ist im oberen Teil von Abbildung 6-25 dargestellt. Die zwei Aufnahmen des Ultraleichthubschraubers wurden mit einem Zeitversatz von 16 ms aufgenommen, zu erkennen an der unterschiedlichen Stellung der Rotorblätter. Da sich in der Zwischenzeit der aufgenommene Hintergrund leicht verschoben hat (durch die Bewegungen des Beobachtungshubschraubers und des Kamerasystems),

wurden die Bilder vor der Auswertung exakt übereinander geschoben. Der Vergleich der beiden Bilder basiert auf einem Kreuzkorrelationsverfahren, welches die Wirbel-induzierten Verschiebungen des aufgenommenen Hintergrunds ermittelt. Eine Visualisierung dieser Verschiebungen ist im unteren Teil [Abbildung 6-25](#) dargestellt. Die Abbildung zeigt einen relativ rauscharmen grauen Hintergrund, sehr hohes Bildrauschen im Bereich des Hubschrauberrumpfs und der Rotorblätter, optische Störungen durch die heißen Triebwerksabgase und eine Visualisierung der Blattspitzenwirbel beim ersten (schwarze Linien) und zweiten (weiße Linien) Aufnahmezeitpunkt.



[Abbildung 6-25](#): Rohbilder (oben) und ausgewertetes Dichtebild (unten) der Inflight-BOS-Messung. Vorwärtsflug mit 143 km/h

[Abbildung 6-26](#): Detailansichten mehrerer Messbilder bei schnellem Vorwärtsflug mit auftretender Blatt-Wirbel-Interaktion

[Abbildung 6-26](#) ist außerdem eine Störung der jungen Wirbel des unteren Rotors zu erkennen, die sich in der Nähe älterer Wirbel aus dem vorderen Teil der Rotorebene befinden. Diese Störung tritt in mehreren Aufnahmen auf, was in [Abbildung 6-26](#) beispielhaft veranschaulicht ist. Die vier Bilder in [Abbildung 6-26](#) zeigen jeweils einen Teil des visualisierten Strömungsfeldes auf der linken Seite des Heckauslegers bei Vorwärtsfluggeschwindigkeiten von 139–144 km/h. Im Fokus stehen jeweils die jungen Wirbel des unteren Rotors, der in den ersten drei Grafiken mittig abgebildet ist und in der rechten unteren Grafik gerade den Bildausschnitt verlassen hat. Ein älterer Wirbel ist an den mit (1) markierten Positionen schwach zu erkennen. An den mit (2) markierten Positionen weichen die jungen Wirbel des unteren Rotors von der charakteristischen Spiralforn ab. Als Ursache kann eine Beeinflussung der Umströmung des Rotorblattes durch die älteren Wirbel angenommen werden, wodurch eine Störung des an dieser Stelle neu entstehenden Wirbels auftritt. Dieses Phänomen wird als Blattspitzen-Wirbel-Interaktion (engl. Blade-Vortex-Interaction, BVI) bezeichnet. BVI ist eine der Hauptursachen für Lärm und Vibrationen an Hubschraubern.

6.13 Schwingungsversuche

Im Rahmen von mehreren Testkampagnen wurden Standschwingungsversuche mit den einzelnen Rotorblättern, dem gesamten Rotorkopfsystem (d.h. Rotorkopf mit Blätter, Mast, Ansteuerung etc.) und dem Gesamthubschrauber von DLR-FT durchgeführt. Die Versuchsaufbau, Versuchsdurchführung sowie die Ergebnisse und Schlussfolgerungen wurden in technischen Berichte ([34], [35], [36],

[37]) dokumentiert und an edm übergeben. Nachfolgend werden die wichtigsten Ergebnisse dargestellt.

Einzelblatttests

Zunächst wurden die vier Rotorblätter einzeln auf ihre Eigenfrequenzen untersucht. Dazu wurde jedes Blatt in die von edm mitgelieferte Einspannung senkrecht montiert (vgl. [Abbildung 6-27](#)) welche mit Spannpratzen auf einem Betonklotz befestigt wurde. Jedes Blatt wurde mit vier 3-Achs-Beschleunigungssensoren bestückt (vgl. [Abbildung 6-28](#)). Die Anregung erfolgte von Hand mittels eines Impulses und über Ausschwingen in den Richtungen Flap, Lag und Torsion.

[Abbildung 6-29](#) fasst die ermittelten Ergebnisse (Test August 2016) zusammen. An der TUM wurde ebenfalls ein Blatt einem Schwingungstest unterzogen, die Ergebnisse sind mit TUM gekennzeichnet. Insgesamt konnten die von der TUM ermittelten Eigenfrequenzen bestätigt werden, mit leichten Abweichungen in den Moden Lag1 und Lag2 (bis 10% niedriger). Wie herausgefunden werden konnte, spielt hierbei die Art der Einspannung eine entscheidende Rolle (je nachdem, wie fest die Befestigungsschrauben angezogen werden). Dies besitzt hauptsächlich einen Einfluss auf die Schwenkeigenfrequenzen. Blatt 4 wurde zweimal vermessen (Messung A und B). Beim zweiten Mal wurde das Blatt fester eingespannt. Die Schwenkeigenfrequenzen in der zweiten Messung sind jeweils entsprechend höher. Alle anderen Eigenfrequenzen sind relativ gleich.

Als zusätzliche Messung wurde an Blatt 4 eine Zusatzmasse von 260 g an der Blattspitze, an der mittleren Verschraubung, nahe der c/4 Linie montiert (vgl. [Abbildung 6-28](#)) und die Schwingungsversuche wiederholt (Messung Blatt 4B+M). Wie erwartet, sanken alle Frequenzen. Die Eigenfrequenz der ersten Schwenkeigenform verringert sich um ca. 0,5 Hz.



Abbildung 6-27: Messaufbau für Einzelblatttests



Abbildung 6-28: Zusatzmasse an Blatt 4

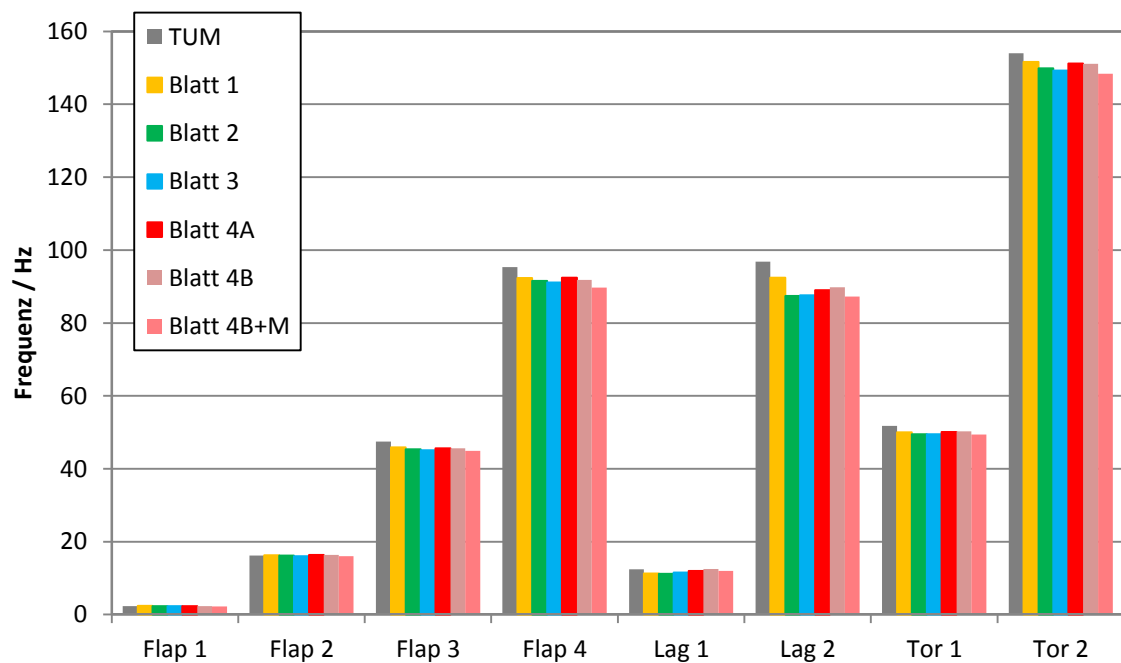


Abbildung 6-29: Ergebnisse der Einzelblatttests (August 2016)

Rotorkopfsystem

Für die Vermessung des Rotorkopfsystems wurden alle vier Blätter am gelieferten Rotorkopf montiert, welcher ebenfalls über Spannpratzen am Betonklotz befestigt wurde (vgl. [Abbildung 6-30](#)). Es wurde mit 6 Beschleunigungssensoren (3-achsig) gearbeitet. Die Richtungsangaben und Sensornamen wurden wie in [Abbildung 6-30](#) gezeigt definiert. Bei diesem Test wurde nur eine Konfiguration (Rotoren 0° zueinander) untersucht.

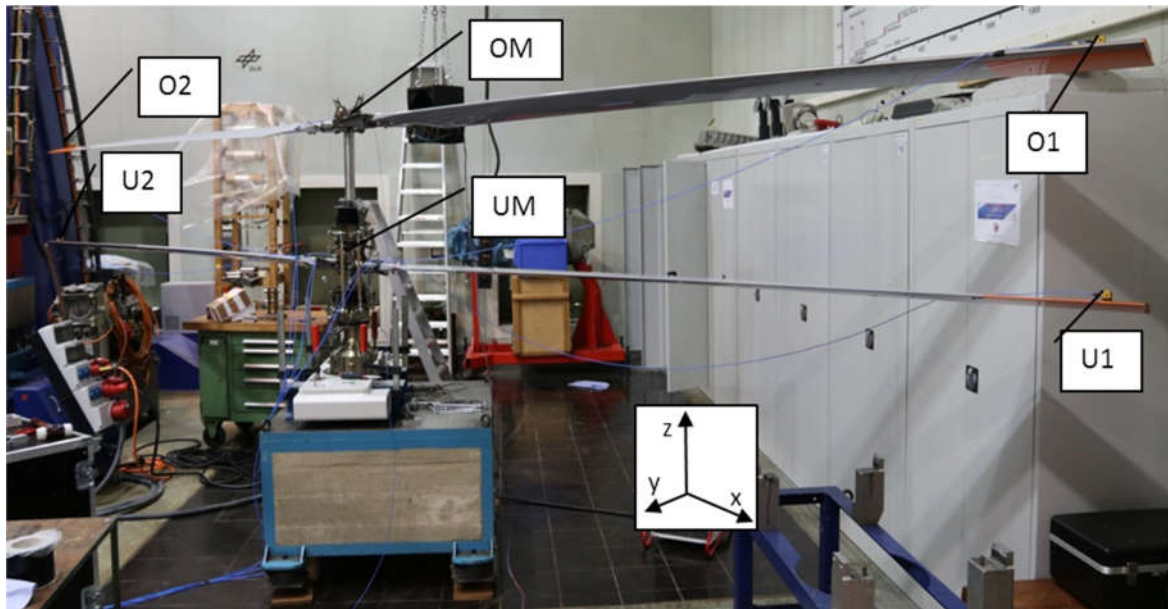


Abbildung 6-30: Richtungdefinition und Sensornamen

Insgesamt wurden 45 verschiedene Schwingungstests in unterschiedlichen Anregungszuständen durchgeführt. Die Anregung erfolgte an den Blattspitzen des oberen und unteren Rotors in verschiedenen Richtungen, am Pitchhorn des oberen Rotors in Y Richtung und schräg am Blattanschluss des unteren Rotors mittels Rauschen, Step-Sinus bei unterschiedlichen Einleitungskraftniveaus oder Impuls per Hand.

Es konnten drei verschiedene Schwingungsformen identifiziert werden:

1. Eine Schwingungsform (Kopf_Y_A1), bei der sowohl die Blätter des oberen, als auch die Blätter des unteren Rotors in Phase mit dem Rotormast schwingen (vgl. [Abbildung 6-31](#))
2. Eine Schwingungsform (Kopf_Y_A2), bei der die Blätter des oberen Rotors in Phase mit dem Rotormast schwingen (wie in [Abbildung 6-31](#)), die des unteren gegenphasig zum Rotormast (wie in [Abbildung 6-32](#))
3. Eine symmetrische Schwingungsform (Kopf_Y_Sym), bei der die Blätter des oberen und unteren Rotors gegenphasig zum Rotormast schwingen (vgl. [Abbildung 6-32](#))

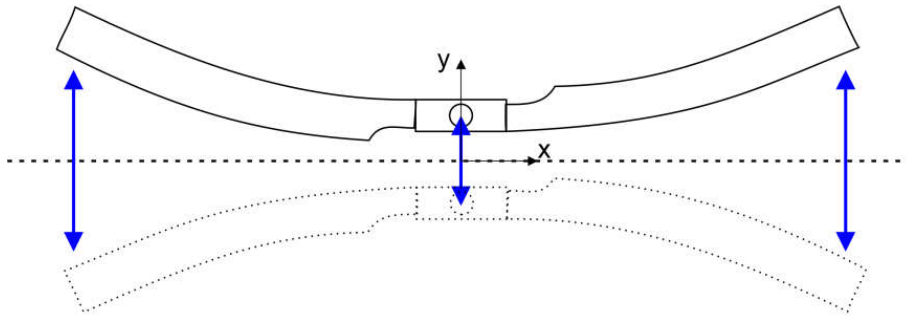


Abbildung 6-31: Antisymmetrische Schwingung eines Rotors in Y-Richtung

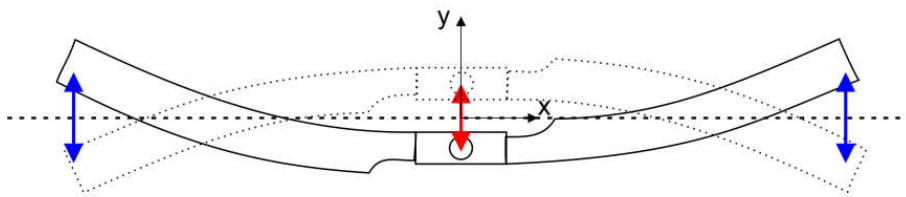


Abbildung 6-32: Symmetrische Schwingung eines Rotors in Y-Richtung

Folgende Eigenformen des Systems und ihre Eigenfrequenzen wurden identifiziert (Tabelle 6-3):

Name	Richtung	Anmerkung
Kopf_Y_A1	Beide Rotoren und Mast antisymmetrisch zu Ruhelage	Siehe <u>Abbildung 6-31</u>
Kopf_Y_A2	Oberer Rotor und Mast in Phase, unterer Rotor gegenphasig	Wie in <u>Abbildung 6-31</u> aber unterer Rotor wie in <u>Abbildung 6-32</u>
Kopf_X_Sym	1. Mast-Eigenform in X	
Kopf_Y_Sym	Symmetrisch um Ruhelage, Blätter und Mast gegenphasig	Siehe <u>Abbildung 6-32</u>
Flap_2_Kopf	2. Schlageigenform eines Rotors inklusive der Wippe	Oberer und unterer Rotor gegenphasig
Kopf X2	2. Mast-Eigenform in X	
Flap_3_Kopf	3. Schlageigenform eines Rotors inklusive der Wippe	

Tabelle 6-3: Eigenformen des Systems und ihre Eigenfrequenzen (Test Dezember 2016)

Nach Auswertung aller Tests ergaben sich die in Abbildung 6-33 gezeigten Frequenzbereiche der einzelnen Schwingungsformen. Zusätzlich sind die Drehfrequenz (1/rev bei 440 rpm $\approx 7,3$ Hz) sowie deren Höherharmonische (2/rev) eingezeichnet. Die unteren Frequenzen in Schwenkrichtung (Kopf_Y_A1, Kopf_Y_A2) liegen zwischen 5 und 6,5 Hz und damit nahe der Drehfrequenz. Beide Schwingungsformen führen zu einer leichten Unwucht, die sich als 1/rev Vibration im System bemerkbar machen.

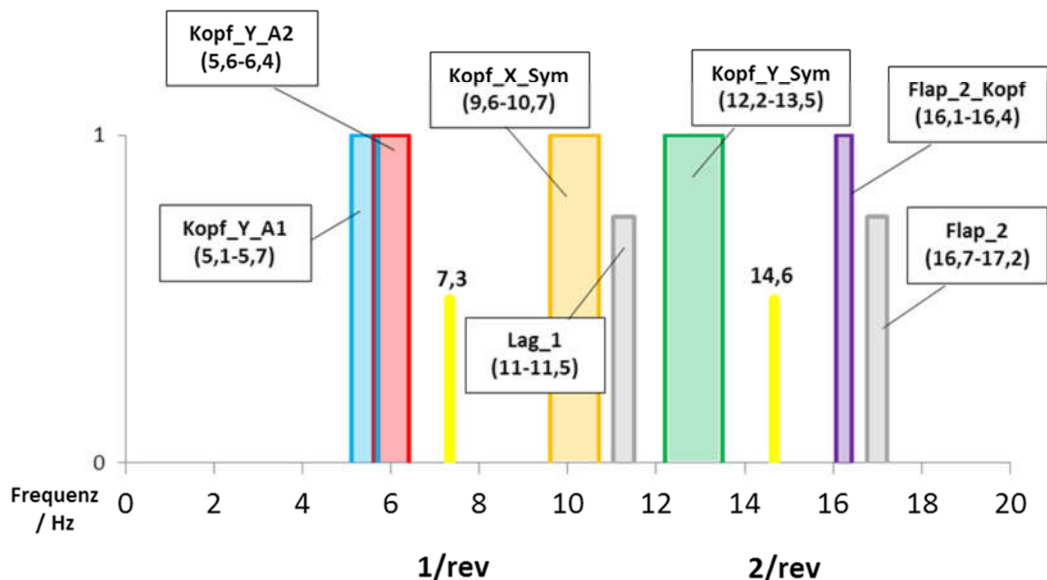


Abbildung 6-33: Ermittelte Eigenfrequenzbereiche des Rotorkopfsystems (Test Dezember 2016)

Gesamthubschrauber

Die Standschwingversuche des Gesamthubschraubers fanden in der Rotorhalle des DLR-FT in Braunschweig im Januar 2017 statt. Ziel der Untersuchungen war die Identifizierung der relevanten Systemeigenfrequenzen, die im ungünstigen Fall zu Resonanzproblemen während des Betriebs führen könnten.

Für die Tests wurde der Koaxialhubschrauber jeweils auf Kufen stehend und am Rotorkopf aufgehängt in verschiedenen Konfigurationen der Rotorstellung (0° / 90°) untersucht (vgl. [Abbildung 6-34](#) und [Abbildung 6-35](#)). Mit Hilfe von 2 elektro-mechanischen Erregern wurden sowohl Rausch- als auch Sinus-Anregungen an unterschiedlichen Positionen in allen drei Raumrichtungen ins System eingebracht und die entstehenden Schwingungen der Einzelkomponenten mittels Beschleunigungsaufnehmern erfasst. Anhand der Frequenzspektren, der jeweiligen Phasenlage der Antwortsignale und der Position der Sensoren lassen sich Rückschlüsse auf die jeweiligen Eigenformen und deren Eigenfrequenzen schließen.

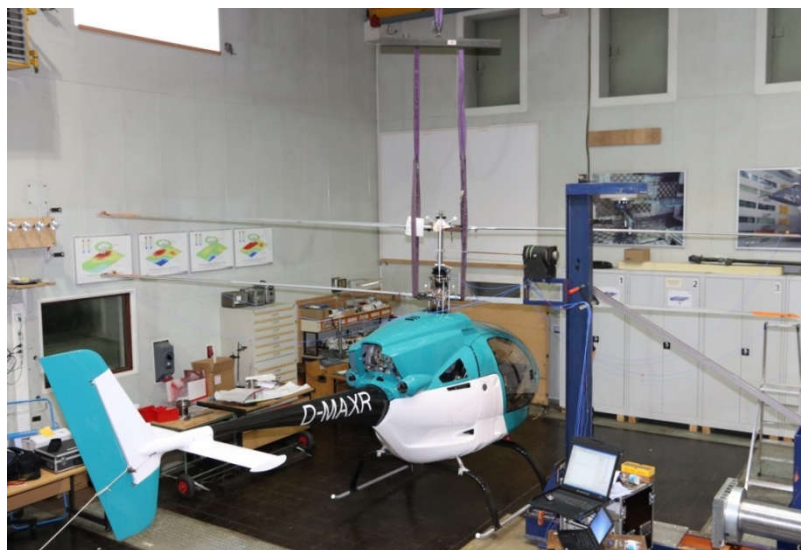


Abbildung 6-34: Konfiguration am Kran mit Rotor in 0° quer

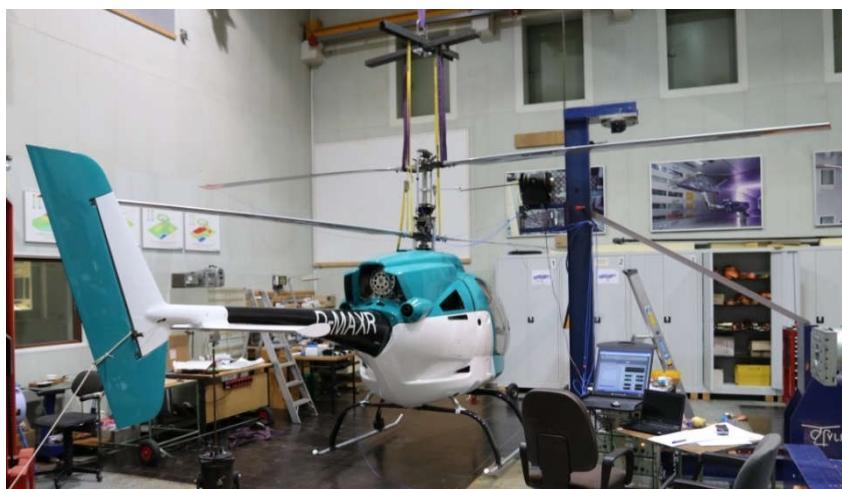
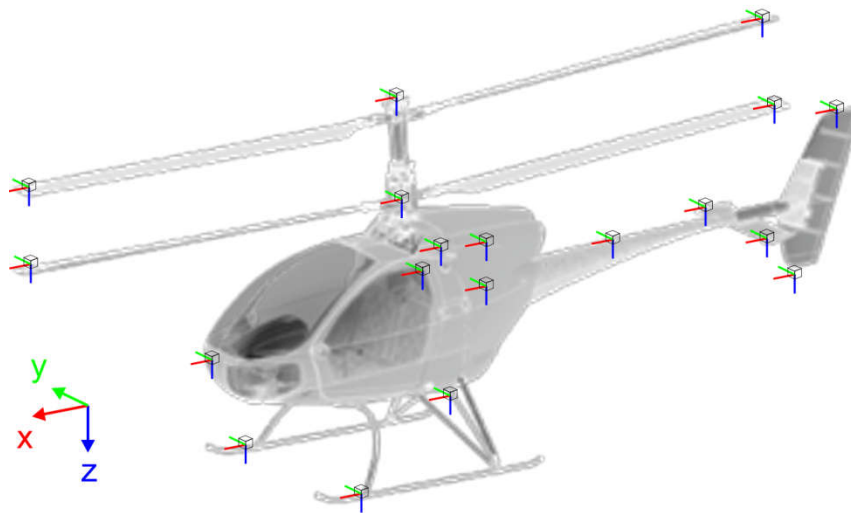


Abbildung 6-35: Konfiguration am Kran mit Rotor in 90°

Als Pilotenersatz wurden 80 kg Gewichte (60 kg Sitz, 20 kg Fußraum) auf dem Pilotensitz verteilt, der Co-Pilotensitz wurde mit zusätzlichen 40 kg beschwert.

Zur Ermittlung der auftretenden Beschleunigungen wurden sechs 3-Achs-Aufnehmer verwendet, die je nach Messung an 19 verschiedenen Modellpositionen (vgl. [Abbildung 6-36](#)) mit Hilfe von doppelseitigem Klebeband befestigt wurden. Der Krafteinleitungspunkt war mit einem Kraftsensor ausgestattet, der ebenfalls synchron mit gemessen wurde. Beim verwendeten Koordinatensystem zeigt die X-Achse in Längsrichtung nach vorne, die Y-Achse in Querrichtung nach rechts und die Z-Achse in vertikaler Richtung nach unten.



[Abbildung 6-36](#): Sensorpositionen und Koordinatendefinition

Die Anregung des Gesamtsystems geschah mit 2 elektro-mechanischen Erregern, welche einmal am Rotormast in Y-Richtung ([Abbildung 6-37](#) links) und am Heck in X-Richtung ([Abbildung 6-37](#) Mitte) und Z-Richtung ([Abbildung 6-37](#) rechts) angeschlossen wurden. Bei allen Messungen wurden mindestens zwei unterschiedliche Kraftniveaus zur Erregung eingesetzt, um nichtlineares Verhalten der einzelnen Schwingungsformen ermitteln zu können.



[Abbildung 6-37](#): Erregerpositionen am Mast (links), Heck in X (Mitte), Heck in Z (rechts)

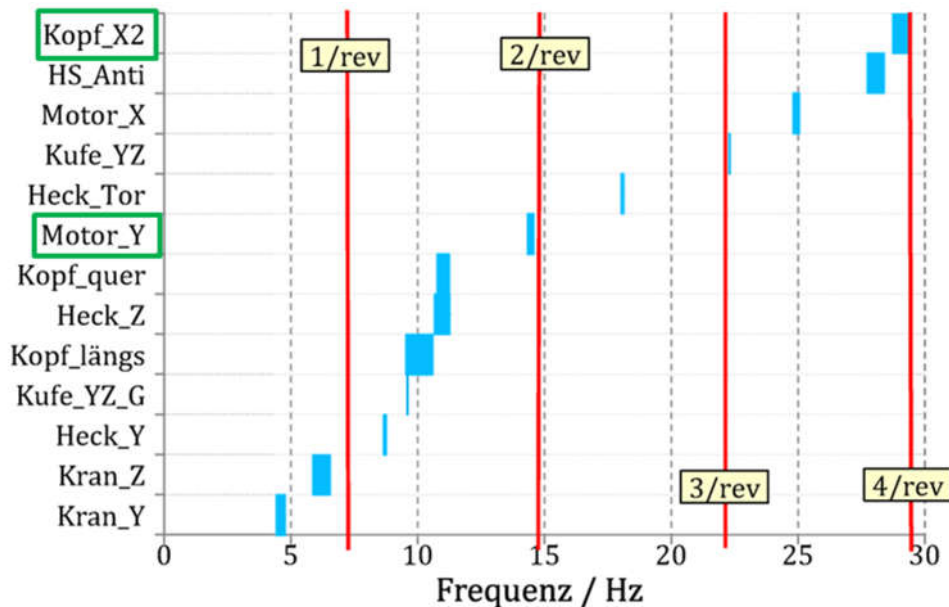
Insgesamt wurden während der Test-Kampagne 138 Messpunkte aufgenommen und analysiert.

Ergebnisse

Bei der Datenanalyse konnten insgesamt 15 verschiedene Eigenformen des Gesamtsystems bzw. von Einzelkomponenten identifiziert werden. Alle Eigenformen sind detailliert im Technischen

Bericht [34] beschrieben. In den folgenden Abschnitten werden die für Vibrationsphänomene bei 2/rev und 4/rev im Flug relevantesten Eigenformen erläutert.

Eine Übersicht der ermittelten Eigenformen des am Kran hängenden Systems im Frequenzbereich bis 30 Hz zeigt [Abbildung 6-38](#).



[Abbildung 6-38](#): Übersicht der Eigenformen bis 30 Hz

Unterhalb der ersten Rotorharmonischen ($1/\text{rev} = 7,3 \text{ Hz}$) befinden sich zwei Eigenformen (Kran_Y und Kran_Z), die aus dem Testaufbau im Zusammenhang mit dem Kransystem resultieren und im fliegenden Gerät nicht vorhanden und damit unkritisch sind. Die bei den Tests am Rotorkopf allein gefundenen Eigenformen unterhalb von $1/\text{rev}$ (vgl. [Abbildung 6-33](#)) sind nur bei den Messungen auf Kufen sichtbar, bei aufgehängtem System sind diese nicht mehr vorhanden.

Eine Eigenform, die für im Flug gemessenen 2/rev Lateralvibrationen verantwortlich sein kann, konnte bei 14,5 Hz identifiziert werden (vgl. Motor_Y in [Abbildung 6-38](#)). Die Eigenfrequenz dieser Schwingungsform (Motor_Y) ließ sich durch Änderung der Anschlusssteifigkeit der Motoraufhängung leicht ändern.

Die Eigenform Kopf_X2 in Längsrichtung liegt knapp unterhalb der 4/rev bei etwa 29,1 Hz (vgl. Kopf_X2 in [Abbildung 6-38](#)). Diese steht eventuell im Zusammenhang mit 4/rev Vibrationen in Längsrichtung, wie sie im Flugversuch gemessen wurden.

Vergleichende Tests mit und ohne Blattzusatzmassen ergaben lediglich eine leichte Verringerung der Kopf-Frequenzen. Ein direkter Zusammenhang mit der Änderung der im Flug festgestellten Vibrationen konnte nicht gefunden werden.

Die Frequenzbereiche der anderen gefundenen Eigenformen liegen weitestgehend zwischen den Rotorharmonischen (vgl. [Abbildung 6-38](#)) und sollten demnach nicht oder nur geringfügig zu Systemvibrationen während des Fluges beitragen.

Zur Identifizierung der Eigenformen wurden Übertragungsfunktionen (FRF) zwischen Sensor und Kraftmesser berechnet. Aus den entstehenden Frequenzspektren wurden hauptsächlich die kom-

plexen Imaginär- und Realanteile für die Analyse herangezogen. Aus ihnen lassen sich die jeweiligen Phasenlagen und Amplituden gut erkennen und unterscheiden.

Die Länge der angegebenen Pfeile in den nachfolgenden Eigenformdarstellungen ([Abbildung 6-39](#) und [Abbildung 6-42](#)) entspricht in etwa der jeweiligen Amplitude der Beschleunigung an der Sensorposition in stark übertriebener Form. Die Richtung gibt Aufschluss über die Phasenlage zu den anderen Sensorpositionen. Eine gleiche Richtung bedeutet gleiche Phase. Die Farbgebung der Pfeile ist identisch mit der Farbgebung im links neben den Skizzen dargestellten Frequenzspektrum. Die rote Linie in den Skizzen veranschaulicht die ungefähre Schwingungsform.

Motor_Y (14,5Hz):

Eine wichtige Eigenform konnte nahe der zweiten Rotorharmonischen (2/rev) identifiziert werden. Es handelt sich um eine Querschwingung (Motor_Y) des Systems im Frequenzbereich zwischen 14,35 und 14,6 Hz, bei der alle Zellenkomponenten in eine Richtung schwingen, der Motor jedoch gegenphasig dazu in die andere Richtung schwingt (vgl. [Abbildung 6-39](#)). Die gestrichelten Pfeile repräsentieren in [Abbildung 6-39](#) Ergebnisse aus vorangegangenen Messungen und sind im Diagramm links in der [Abbildung 6-39](#) nicht vorhanden. Da diese Eigenform sehr nah an der 2/rev (14,7 Hz) liegt und in Y-Richtung verläuft, hat sie sehr wahrscheinlich auch Einfluss auf die 2/rev Vibrationen, die im Flug gemessen wurden.

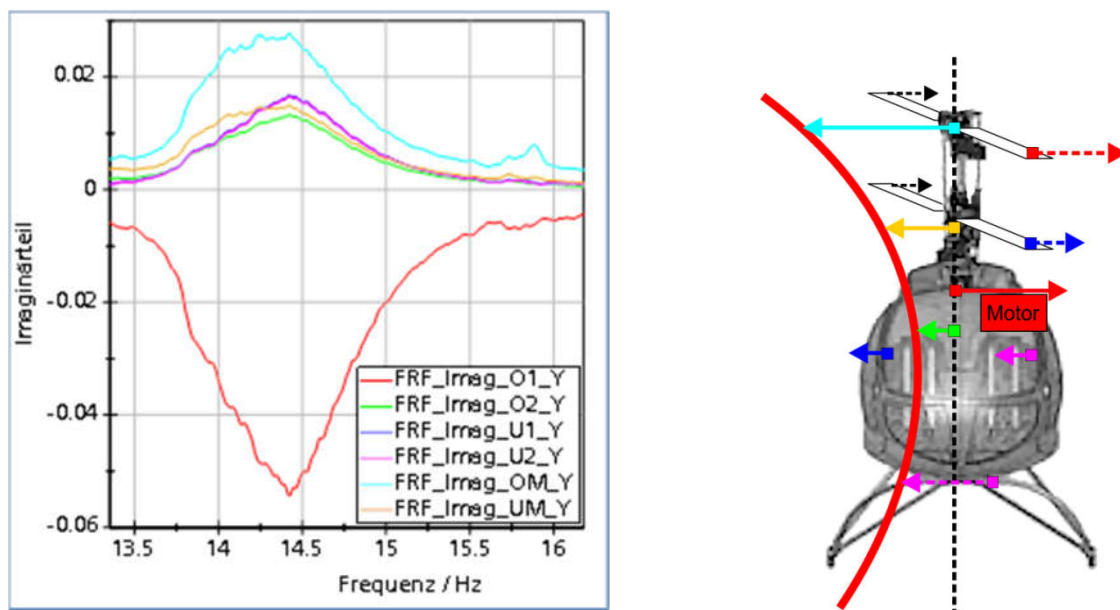


Abbildung 6-39: Visualisierung der Schwingungsform Motor_Y

Zur besseren Identifizierung der Schwingungsform wurde zunächst die Motorlagerung mit Holzkeilen versteift (vgl. [Abbildung 6-40](#), links). Dadurch konnte die Frequenz um 0,5 Hz auf 14,95 Hz angehoben werden (vgl. [Abbildung 6-41](#)). Eine andere Modifikation der Steifigkeit wurde mit Hilfe von Holzkeilen zwischen den zwei Auspufftöpfen und der Grundplatte vorgenommen (vgl. [Abbildung 6-40](#), rechts). Dies führte dazu, dass sich die Eigenfrequenz um 1,8 Hz auf 16,3 Hz nach oben veränderte (vgl. [Abbildung 6-41](#)). Somit konnte nachgewiesen werden, dass sich diese Schwingungsform direkt über eine Änderung der Steifigkeit der Lagerung beeinflussen lässt.

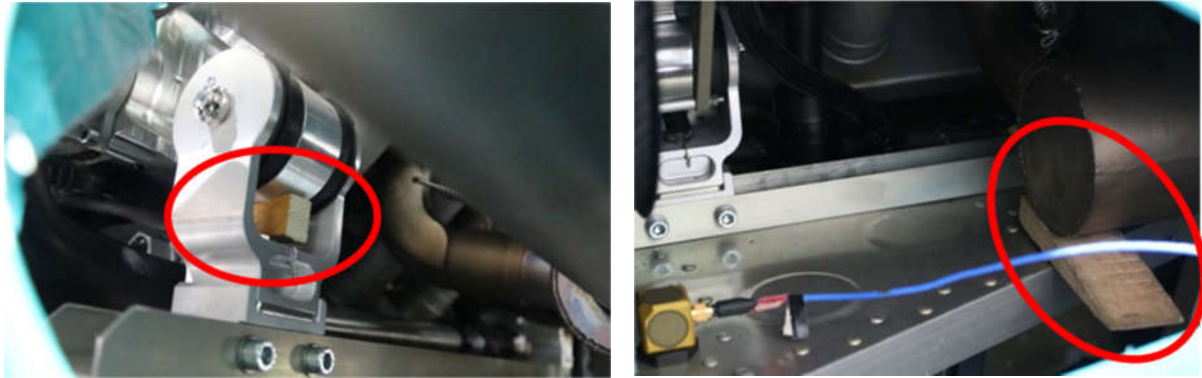


Abbildung 6-40: Versteifung der Motorlagerung (links), Versteifung der Auspufftöpfe (rechts)

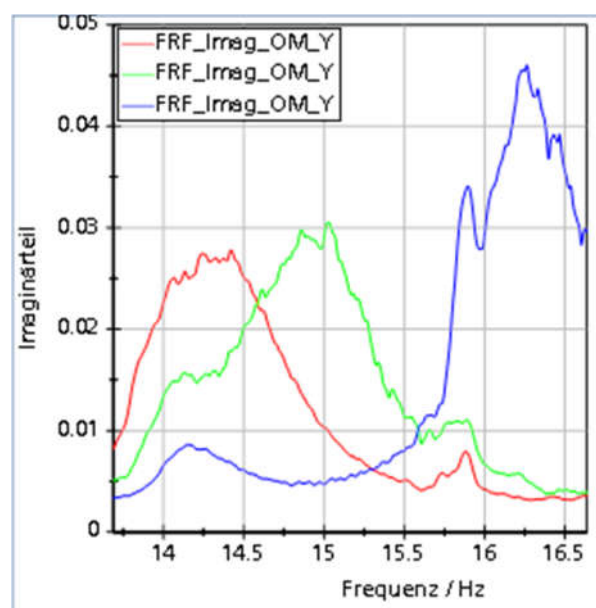


Abbildung 6-41: Frequenzänderung von Motor_Y, Original = rot, Versteifung Lagerung = grün, Versteifung Auspufftöpfe = blau

Kopf_X2 (29,1Hz):

Bei der Schwingungsform Kopf_X2 handelt es sich um eine Biegeschwingung in X-Richtung, die zwei Knotenpunkte besitzt. Ein Knotenpunkt befindet sich zwischen oberem und unterem Rotorkopf, der zweite etwas unterhalb des Zellenbodens (vgl. [Abbildung 6-42](#), rechts). Der obere Rotorkopf inklusive seiner Blätter schwingt dabei gegenphasig zur Zelle und dem unteren Rotorkopf. Mit einem Frequenzbereich je nach Konfiguration zwischen 28,75 Hz und 29,4 Hz liegt diese Eigenform nur knapp unterhalb der 4. Rotorharmonischen (4/rev) (vgl. [Abbildung 6-38](#)) und könnte im Zusammenhang mit den im Flug gemessenen 4/rev Longitudinalvibrationen stehen.

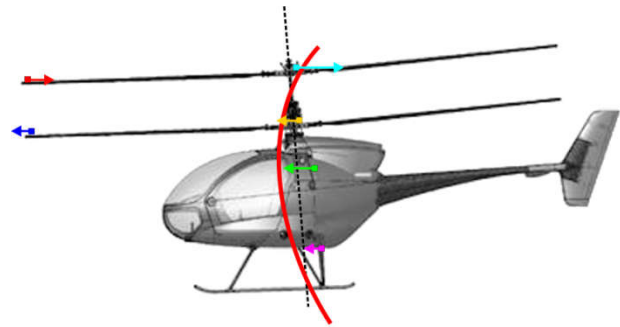
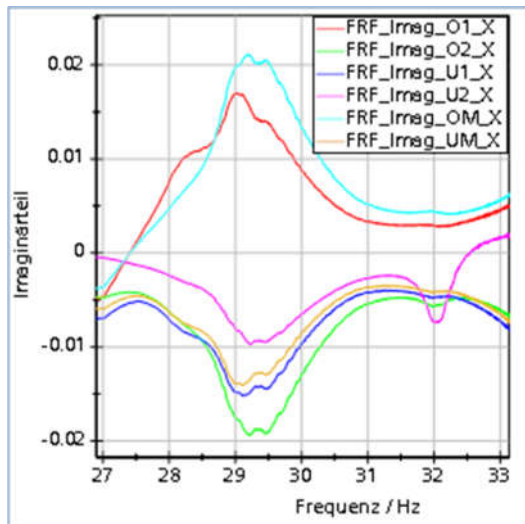


Abbildung 6-42: Visualisierung der Schwingungsform Kopf_X2

6.14 Zusatzarbeiten des DLR's

CFD-Untersuchung des COAX 2D zum Aufzeigen von Optimierungspotenzial der Zelle

Im Laufe des Vorhabens CURoT ergab sich zunehmend die Erkenntnis, dass die Zelle des Hub-schraubers vermutlich ein Optimierungspotential nach aerodynamischen Gesichtspunkten besitzt, da die Form der Zelle bislang rein nach optischen Gesichtspunkten und Designaspekten ausgelegt wurde. Um diesen Punkt näher zu beleuchten wurden im Projekt zusätzlich von DLR AS-HEL-BS CFD-Rechnungen durchgeführt um ein Optimierungspotenzial genauer zu quantifizieren und z.B. die größten Treiber für die Verursachung von Widerständen zu identifizieren. Dazu wurde zunächst der Vorwärtsflug bei 120km/h bei verschiedenen Anstell- und Schiebewinkeln betrachtet. Um den Rotoreinfluss auf den Rumpf bewerten zu können wurde dieser in den CFD-Rechnungen mit einer Actuator-Disc Randbedingung simuliert. Dazu ist es sinnvoll die getrimmte Lastverteilung der Rotoren im jeweiligen Flugzustand vorzuschreiben. Diese Lastverteilungen wurden mit dem CAMRAD-Modell der TUM erzeugt und dem DLR für die CFD-Simulation zur Verfügung gestellt. Nachfolgend werden die durchgeführten Arbeiten für die CFD-Simulation beschrieben.

CAD-Modell-Aufbereitung:

Für eine numerische Simulation der Außenströmung des CoAX wurde eine CAD-Geometrie benötigt. Dazu wurden aus zwei bestehenden CAD-Modellen die benötigten Flächen extrahiert und miteinander verbunden. Zur Verfügung standen zum einen das Original-Flächenmodell der edm und zum anderen ein durch einen Student der TUM bereits zur numerischen Simulation aufbereitetes und bereinigtes CAD-Modell (Abbildung 6-43). Bei der Aufbereitung des CAD Modells ist ein Fokus auf geschlossene Oberflächen zu legen. Aus beiden CAD-Modellen wurde nun ein neues, um wichtige Details wie z. B. Landewerk, Triebwerkseinlässe und Auspufftöpfe, Rotormast etc. erweitertes CFD-fähiges Modell generiert, das somit nachfolgend zur Simulation zur Verfügung stand.

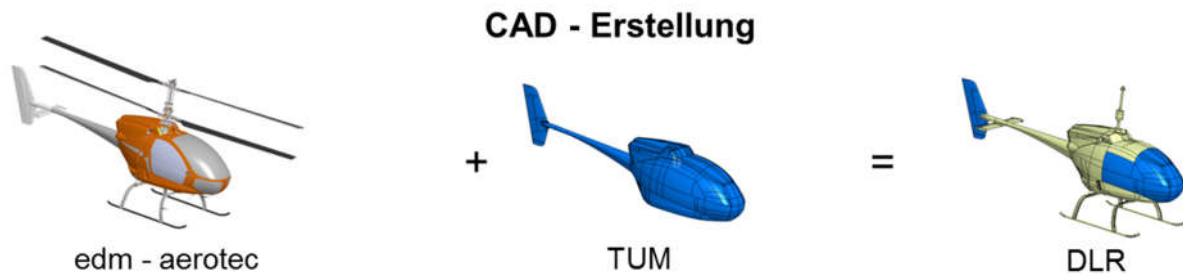


Abbildung 6-43: CAD-Geometrie für CFD-Untersuchung

Netzgenerierung:

Die vorbereitete CAD-Geometrie wurde anschließend zur Netzgenerierung verwendet. Dazu wurde mit dem Softwaretool Pointwise ein Oberflächennetz bestehend aus Vierecken und Dreiecken erstellt, welche anschließend normal zur Oberfläche zu Hexaedern und Prismen extrudiert werden und somit den Grenzschichtbereich numerisch auflösen kann. Außerhalb der Grenzschicht wird der Strömungsbereich unter Verwendung von Pyramiden und Tetraedern aufgelöst. Dieser Bereich wird durch einen Fernfeldrand, weit entfernt von der Rumpfoberfläche, begrenzt (Abbildung 6-44). Das so erzeugte Rechennetz ermöglicht in einem nächsten Schritt die eigentliche CFD-Simulationsrechnung.



Abbildung 6-44: Rechennetz für CFD-Simulation des CoAX 2D

CFD Simulation:

Zur numerischen Simulation des CoAX wird der DLR-TAU-Code verwendet (Abbildung 6-45). Dieser löst die RANS-Gleichung auf den Netzzellen eines Rechennetzes. Als Turbulenzmodell kommt das Menter-SST Turbulenzmodell zum Einsatz.

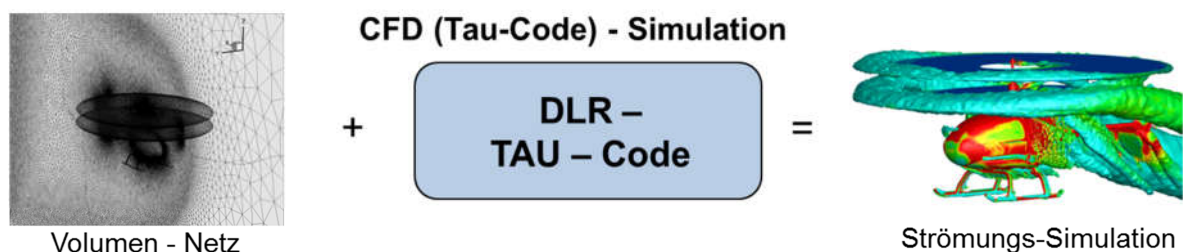
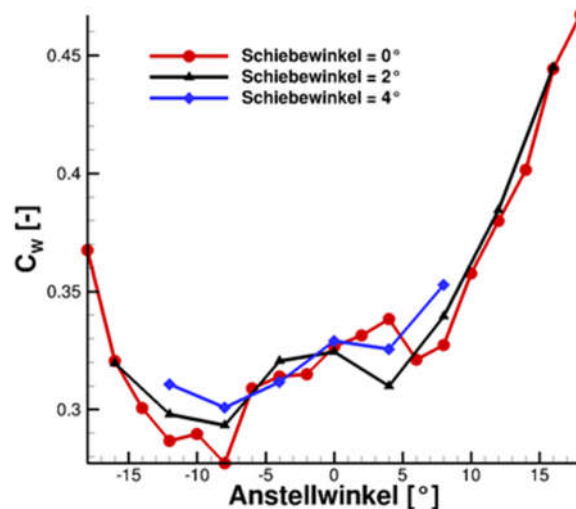


Abbildung 6-45: CFD-Simulation des CoAX

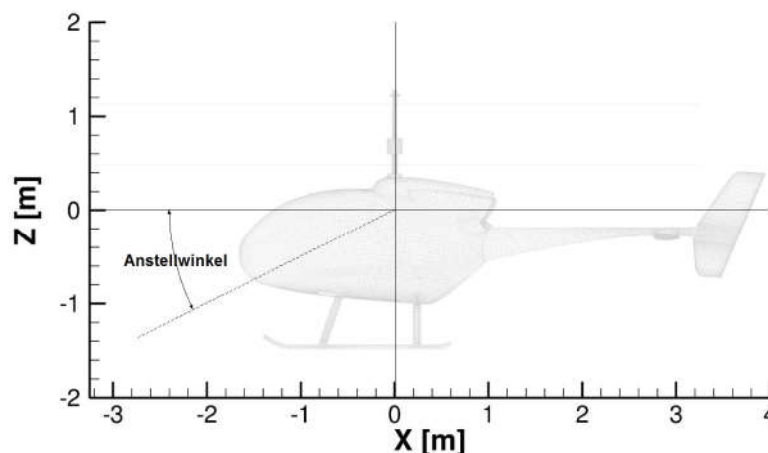
Ergebnisse:

Zunächst wurde der Vorwärtsflug mit 120km/h bei verschiedenen Anstell- und Schiebewinkeln betrachtet. Dazu wurden für jeden Anstellwinkel und Schiebewinkel einzelne numerische Simulationen durchgeführt und ausgewertet. [Abbildung 6-46](#) zeigt das Ergebnis der Rumpfpolare. Zu erkennen ist, dass der CoAX seinen minimalen Widerstand bei -8° Rumpfanstellwinkel besitzt. Dieses Verhalten zeigt sich auch für unterschiedliche Schiebewinkel.



[Abbildung 6-46](#): C_w über Anstellwinkel für unterschiedliche Schiebewinkel

Um das Verhalten bei unterschiedlichen Rumpfanstellwinkeln besser verstehen zu können ist in [Abbildung 6-47](#) der Rumpf bei 0° Anstellwinkel gezeigt. Hier ist zu erkennen, dass der Rotormast und das Landewerk einen Rechtenwinkel bilden und der Rumpf dazu um 4° angestellt ist.



[Abbildung 6-47](#): Rumpfanstellwinkel bei 0° Anstellwinkel

Somit befindet sich der Rumpf erst bei -4° Anstellwinkel, durch das Design vorgegeben, parallel zur Strömung ausgerichtet. Um eine Gefühl für die Strömungsverhältnisse bei einem Anstellwinkel von -8° und einer Reisegeschwindigkeit von 120km/h zu bekommen ist in [Abbildung 6-48](#) das Wirbelbild des CoAX gezeigt. Die Wirbel wurden mit dem lamda2-Wirbelkriterium visualisiert. Dieses repräsentiert Wirbelhüllflächen, welche wiederum mit der lokalen Wirbelstärke eingefärbt wurden.

Es zeigt sich neben einer Rumpfablösung im Bereich des Hecks auch starke Wirbel um das Lande-
werk und im Heckbereich der Motorabdeckung.

**Currot: TAS = 33.3 Alpha = -8 Beta = 0
lamda2 = -100**

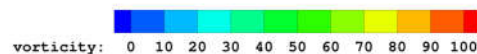
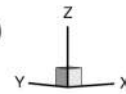


Abbildung 6-48: CoAX-Wirbelbild bei 120km/h und einem Anstellwinkel von -8°

Die Berechnungen, die zu dem Ergebnis führen, dass der Rumpf für 120 km/h einen optimalen Anstellwinkel von -8° besitzt, wurden ohne Rotorabwind berechnet. Das bedeutet, dass der Einfluss des Rotorabwinds, welcher wiederum direkten Einfluss auf den effektiven Anstellwinkel besitzt vernachlässigt wurde. Um den Effekt des Rotorabwinds näher zu untersuchen, wurden im Folgenden Berechnungen mit Rotorabwind durchgeführt. Dazu wurden Flugpolaren mit der Actuator-Disc Randbedingung simuliert. Die Actuator-Disc ist eine unendlich dünne Scheibe im Rechnernetz, welcher eine Lastverteilung aufgeprägt wird und somit eine Strömungsgeschwindigkeit ins Feld initiiert. Zur Erstellung einer Flugpolare wurde für jeden Flugzustand eine einzelne Simulation durchgeführt. Den Input für die Actuator-Disc wurde von der TUM bereitgestellt und stammt aus dem dort aufgebauten CAMRAD II – Modell zur Untersuchung des CoAX.

Für jede einzelne Rechnung stand jeweils ein Actuator-Disc Input zur Verfügung. Abbildung 6-49 zeigt den Widerstandsbeiwert für unterschiedliche Flugzustände. Hier lässt sich erkennen, dass der CoAX auch für unterschiedliche Flugzustände ab einer Geschwindigkeit von 20 m/s einen Widerstandsbeiwert von 0.28 bis 0.33 besitzt.

Aufgrund der Tatsache, dass sich der Rumpfanstellwinkel mit unterschiedlicher Fluggeschwindigkeit ändert, zeigt sich hier ein von Anstellwinkel unabhängiger Widerstandsbeiwert. Abbildung 6-50 zeigt die Veränderung des Anstellwinkels über die Fluggeschwindigkeit. Die rote Kurve zeigt die mit CFD berechneten Punkte die schwarzen Punkte entsprechen Daten aus einem Flugversuch.

Um die numerischen Ergebnisse besser bewerten zu können, wurden diese mit den Flugexperimenten validiert. Dazu wurde die aus dem Flugexperiment ermittelte Kraft des Höhenleitwerks mit den CFD-Ergebnissen verglichen. Die Kraft des Höhenleitwerks wurde durch einen Dehnmessstreifen am Heckausleger des CoAX ermittelt.

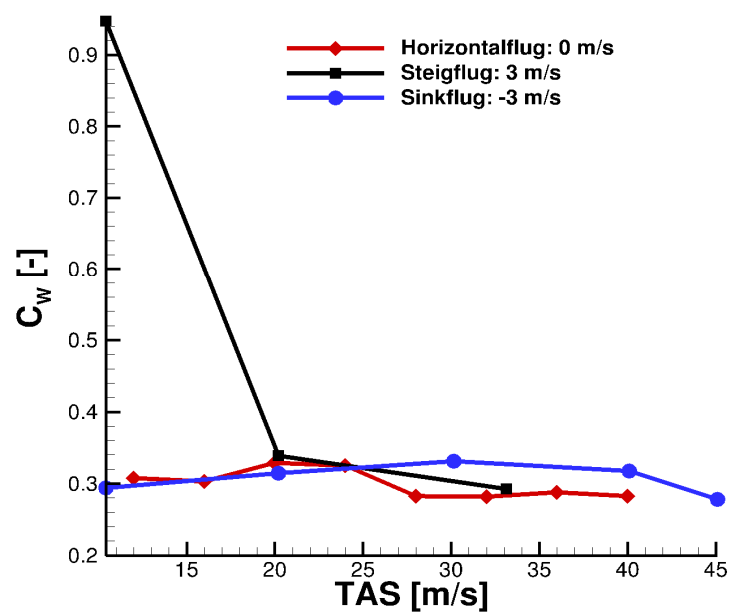


Abbildung 6-49: C_w über Fluggeschwindigkeit für Horizontal, Steig und Sinkflug

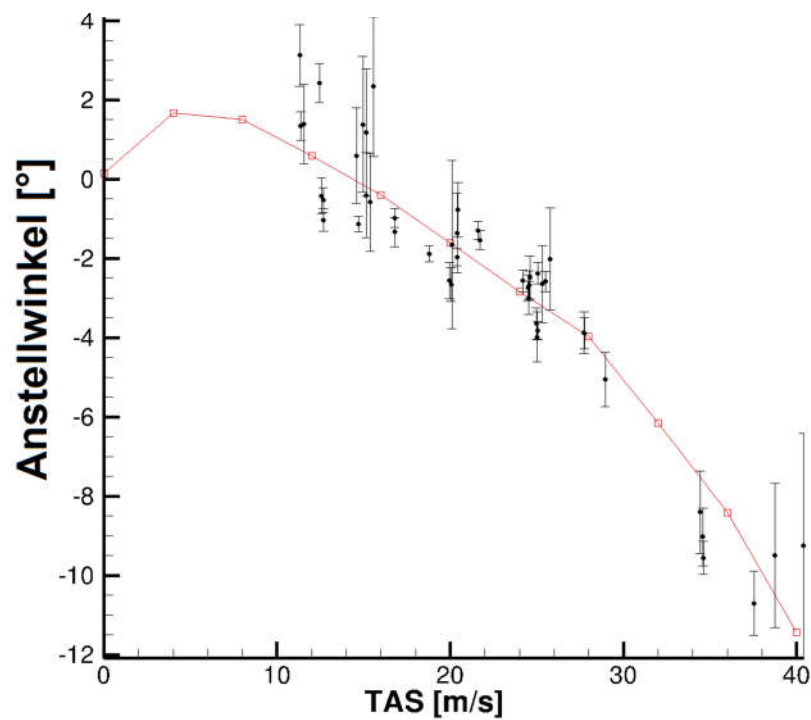


Abbildung 6-50: Anstellwinkel über Fluggeschwindigkeit, rot = CFD, schwarz = Flugversuche

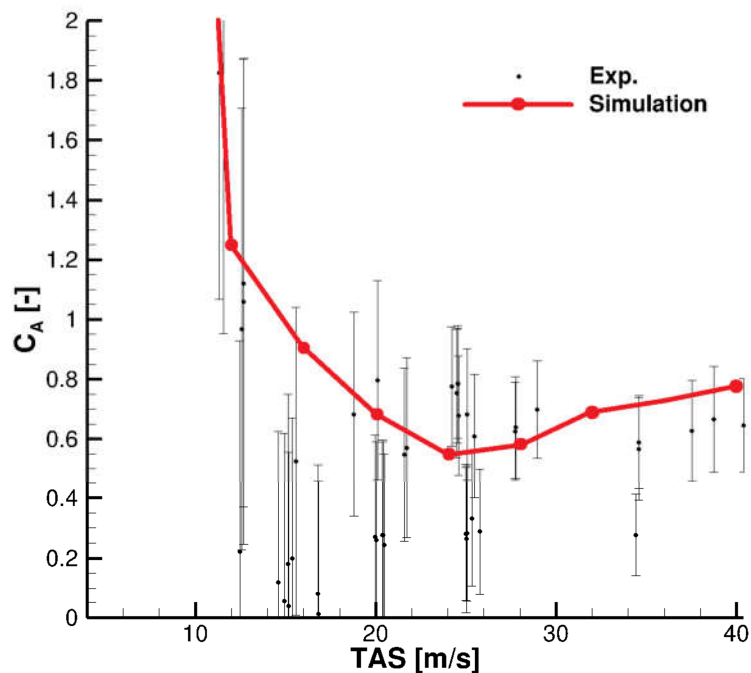
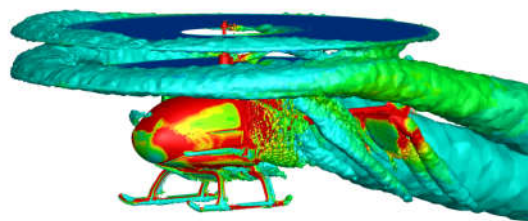
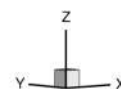


Abbildung 6-51: Auftriebsbeiwert Höhenleitwerk CFD und Experiment

Abbildung 6-51 zeigt den Auftriebsbeiwert des Höhenleitwerks des CoAX für unterschiedliche Flugzustände. Der Auftriebsbeiwert im positiven Wert bedeutet Abtrieb am Heck des CoAX. Hier lässt sich eine gute Übereinstimmung zwischen dem DLR-Tau-Code und den Flugexperimenten erkennen. Die großen Auftriebsbeiwerte bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten kommen am Höhenleitwerk durch den dominierenden Rotorabwind, welcher den effektiven Anstellwinkel am Höhenleitwerk vergrößert und die Strömung abreisen lässt. So ist etwa erst bei 16 m/s Fluggeschwindigkeit die Strömung am Höhenleitwerk anliegend. Abbildung 6-52 zeigt die abgelöste Strömung am Höhenleitwerk bei einer Fluggeschwindigkeit von 8 m/s.

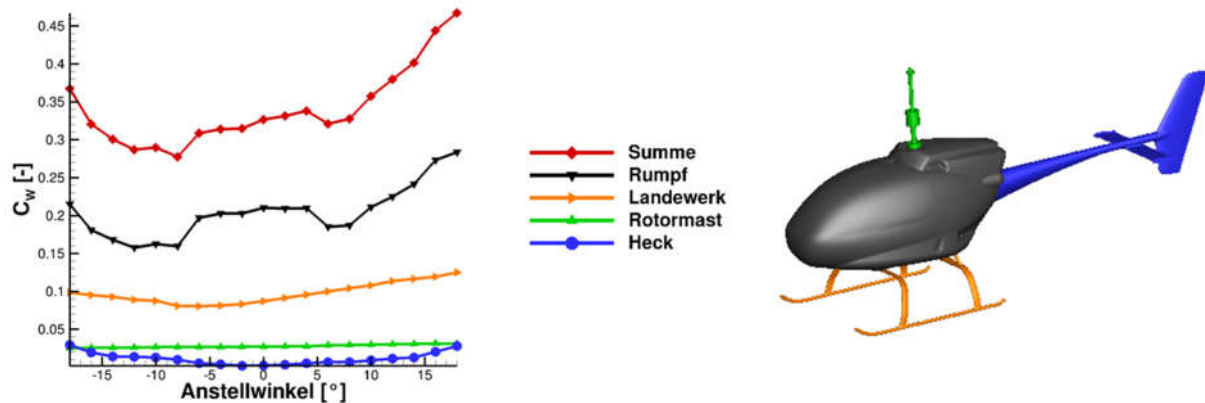
Curot: TAS = 8 , lamda2 = -100



vorticity: 0 10 20 30 40 50 60 70 80 90 100

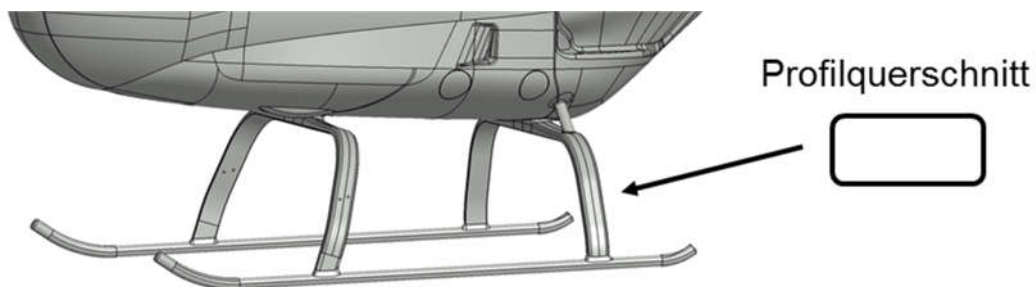
Abbildung 6-52: Ablösung am Höhenleitwerk bei 8 m/s TAS

Abschließend wurde auf Grundlage der vorangegangenen CFD-Berechnungsergebnisse ingenieurtechnische Modifikationen am CAD-Modell des Hubschraubers durchgeführt. Dabei zeige sich in den vorherigen Untersuchungen vor allem im Bereich des Landwerks Verbesserungspotenzial. Wie den Beiträgen zum Gesamtwiderstand aus [Abbildung 6-53](#) entnommen werden kann leistet das Landwerk neben dem Rumpf einen wesentlichen Beitrag zum resultierenden Gesamtwiderstand.

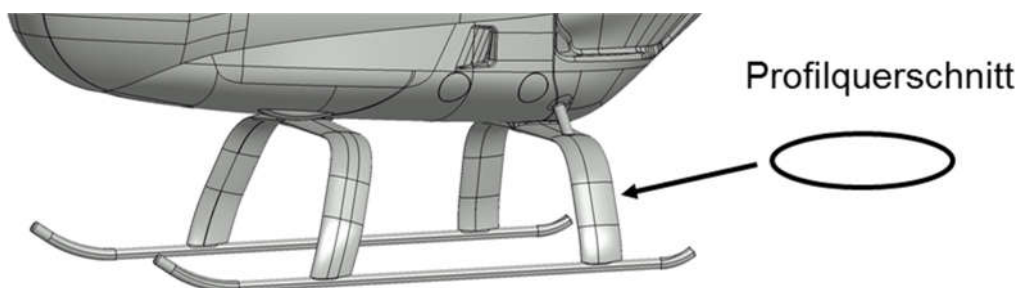


[Abbildung 6-53](#): Beiträge einzelner Komponenten zum Gesamtwiderstand

Es wurde zum einen ein Fahrwerks-Rumpf-Verkleidung und zum andern eine Modifikation der Kufenträger untersucht. Dabei zeigt es sich, dass es nicht möglich ist durch eine einfache Fahrwerks-Rumpf-Verkleidung der Gesamtwiderstand signifikant zu verringern. Wesentlich effektiver stellt sich dabei die Veränderung der Kufenträger heraus. [Abbildung 6-54](#) zeigt die Kufenträger der aktuellen Konfiguration. Hier lässt sich das rechteckige Kufenträgerprofil erkennen. [Abbildung 6-55](#) zeigt den modifizierten Kufenträger mit einem Ellipsenprofil. Die Modifikation ergab bei einer Fluggeschwindigkeit von 32m/s eine Reduktion des Gesamtwiderstands von 8,3 % (siehe [Abbildung 6-56](#)).



[Abbildung 6-54](#): Aktuelle Konfiguration



[Abbildung 6-55](#): Modifizierte Konfiguration

Veränderung der Kufenträger , TAS = 32 m/s

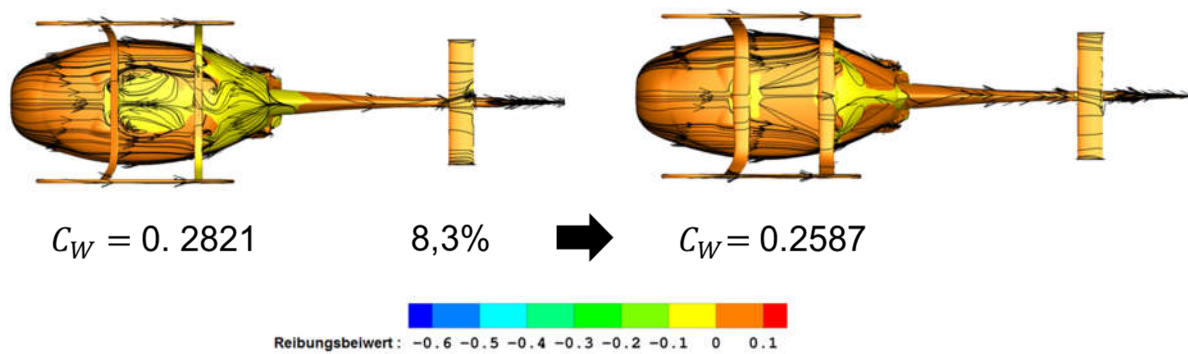


Abbildung 6-56: Vergleich der Konfigurationen, Darstellung des Reibungsbeiwertes

7 Nutzen und Verwertbarkeit

Mit Hilfe des Projektes CURoT konnte im Gesamtforschungsverbund durch den Vergleich von Simulationsergebnissen und experimentellen Messungen ein umfassendes Gesamtsystemverständnis für den Koaxialen Ultraleicht-Hubschrauber aufgebaut werden. Die Erkenntnisse aus dem Bereich der Flugeigenschaften, Flugleistungen, Lasten, Annäherung der Blattspitzen im Flug etc. haben dabei einen unmittelbaren Beitrag zur Erhöhung der Flugsicherheit geleistet. Innerhalb des Projektes fand ein intensiver Wissenstransfer an den Industriepartner statt.

Im Rahmen des LuFo-V-3 Programmaufrufs des BMWi reichte das DLR im Verbund gemeinsam mit der edm aerotec GmbH, der TUM (Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie), der Universität Stuttgart (Institut für Flugmechanik und Flugregelung) und der LTB400 Aviation Software GmbH einen Antrag für das Forschungsvorhaben ECHT („Elektrischer Coaxialer Hubschrauber Trainer“) ein. Dabei soll ein trainingseffizienter und emissionsarmer elektrifizierter Hubschraubertrainer entwickelt werden. Ziel des DLR-Anteils im Projekt ECHT ist die Erstellung eines Trainingskonzepts für den UL-Hubschrauber-Trainer sowie der Vergleich der qualitativen Flugeigenschaften von UL-Hubschrauber-Trainer und dem realen, freifliegenden, UL-Hubschrauber CoAX.

Das erneute Herantreten von der edm aerotec GmbH an das DLR auf diesen Themengebieten für die Durchführung weiterer gemeinsamer Verbundprojektes ist das Resultat der erfolgreichen Zusammenarbeit in CURoT und der dadurch erzielten Ergebnisse. Durch die erneute Kooperation wird edm als Hubschrauberhersteller und führender Industriepartner, sowie der weitere Industriepartner, LTB400, auf dem Themengebiet der Flugeigenschaften und deren Bewertung unterstützt und das DLR kann seine Position als ein verlässlicher Partner der Industrie weiter stärken.

Das DLR hat darüber hinaus durch die weitere Forschung im Vorhaben ECHT auf Basis der Erkenntnisse aus dem Projekt CURoT eine eigene Verwertungsperspektive und wissenschaftliche Anschlussfähigkeit. Der Vorsprung von Know-how und die wissenschaftlichen Erkenntnisse sichern dem DLR internationale Wettbewerbsfähigkeit. Die Forschungsergebnisse werden weiterhin in geeigneter Form der Öffentlichkeit zugänglich gemacht und im Rahmen von Technologietransfer an die Industrie weitergegeben.

Als weitere Verwertungsperspektive hat das DLR durch Eigenmittel einen koaxialen Ultraleicht-Hubschrauber der Firma edm erworben um diesen mittel- bis langfristig zu einem Erprobungsträger auszubauen. Damit können weiterführende Forschungsarbeiten im Bereich der Modellierung von Koaxialrotoren, Systemidentifikation und Flugregelung durchgeführt werden. Dazu soll der Hubschrauber schrittweise zum Erprobungsträger ausgebaut werden. In einem ersten Schritt werden Sensorik und eine Messanlage eingerichtet, in einem nachfolgenden Schritt soll ein Eingriff in die Flugsteuerung erfolgen. Hierzu liegt bereits ein Genehmigungsschreiben des Verkehrsministeriums vor.

Zusätzlich wurde in CURoT durch die visualisierte Strömung am CoAX mögliches Potenzial für weiterführende LuFo-Vorhaben aufgezeigt. Das DLR hat gemeinsam mit dem Verbundführer edm aerotec GmbH bereits entsprechend im LuFo VI-1 Call mit der Einreichung einer weiteren Projektskizze darauf reagiert.

Das DLR besitzt als staatlich geförderte Forschungseinrichtung einen Ausbildungsauftrag. Dieser beinhaltet u.a. die akademische Weiterbildung und Qualifikation der wissenschaftlichen Mitarbeiter. Im Rahmen des Verbundvorhabens CURoT wurden die erzielten Ergebnisse in Publikationen (siehe Kapitel 9) der Öffentlichkeit zugänglich gemacht.

8 Fortschritt bei anderen Stellen

Untersuchungen von Hubschraubern mit coaxialen Rotorsystemen, insbesondere aeromechanische Untersuchungen des coaxialen Rotorsystems, werden von verschiedenen Forschungseinrichtungen und Unternehmen derzeit durchgeführt. In jüngster Zeit konnten vor allem in den USA Fortschritte beobachtet werden. So wurden an der University of Texas u.a. von Cameron [15], [16], [17] Schweb- und Windkanalversuche eines coaxialen Rotorsystems durchgeführt. Das getestete System wurde von mehreren Institutionen unter Verwendung von multi-fidelity Ansätzen numerisch untersucht [18], [19], [20]. Durch die Kooperation des Projektpartners TUM mit der University of Texas fand parallel zum Vorhaben CURoT eine enge Zusammenarbeit der TUM mit der University of Texas statt und die Testdaten wurden somit auch seitens der TUM untersucht [21], [22], [23].

Im Mai 2015 fand der Erstflug des S-97 Raider, ein Koaxialhubschrauber der Firma Sikorsky statt. Dabei handelt es sich um einen Compound-Hubschrauber, der über einen zusätzlichen Propeller am Heckausleger verfügt und u.a. für Hochgeschwindigkeitsflüge ausgelegt wurde.

Koaxiale Systemarchitekturen werden derzeit auch vermehrt in der Entwicklungen im Bereich der urban air mobility untersucht, u.a. werden diese im Rahmen von Multirotor-Konzepten verwendet. Der im März 2019 vorgestellte CityAirbus der Firma Airbus verfügt z.B. über mehrere ummantelte Koaxial-Propeller.

9 Veröffentlichungen, Vorträge

Konferenzbeitrag:

- [1] Bauknecht, André und Grebing, Benedikt und Raffel, Markus (2017) Airborne Acquisition of Blade Tip Displacements and Vortices on a Coaxial Ultralight Helicopter. AIAA Aviation and Aeronautics Forum and Exposition 2017, 05.-09.Juni 2017, Denver, CO, USA

Journal-Veröffentlichung:

- [2] Bauknecht, André und Raffel, Markus und Grebing, Benedikt (2018) Airborne Acquisition of Blade Tip Displacements and Vortices on a Coaxial Helicopter. Journal of Aircraft, 55 (5), Seiten 1995-2007. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA). DOI: 10.2514/1.C034647 ISSN 0021-8669

10 Literaturliste

- [3] Grünhagen, Wolfgang von ; Schönenberg, Thorben; Lantzsch, Robin; Lusardi, Jeff; Lee, David; Fischer, Heiko (2012): Handling Qualities Studies into the Interaction between Active Sidestick Parameters and Helicopter Response Types. in: Proceedings of the 38th European Rotorcraft Forum. Amsterdam, The Netherlands, September, 4-7. European Rotorcraft Forum. Amsterdam, The Netherlands.
- [4] Greiser, S.; Seher-Weiss, S.: A contribution to the development of a full flight envelope quasilinear helicopter simulation, CEAS Aeronautical Journal, Vol. 5, No. 1, March 2014, pp. 53-66.

- [5] Gestwa, Martin; Höfinger, Marc; Lantzsch, Robin; Alvermann, Klaus (2012) The Software Development Environment of the DLR Research Rotorcraft ACT/FHS. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2012, 10.-12. Sept. 2012, Berlin, Deutschland.
- [6] Mikheyev, S., "Coaxial Helicopters - 50 Years of Experience, Status, and Prospects", 33rd European Rotorcraft Forum, Plenary Meeting, Kazan, Russia, September 11-14, 2007.
- [7] Coleman, C. P., "A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic Research", Tech. Rep. 3675, NASA Ames Research Center, 1997
- [8] Ramasamy, M., "Hover Performance Measurements towards Understanding Aerodynamic Interference in Coaxial, Tandem, and Tilt Rotors", *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 60, 2015. DOI: 10.4050/jahs.60.032005.
- [9] Bagai, A., "Aerodynamic Design of the X2 Technology Demonstrator Main Rotor Blade", American Helicopter Society 64th Annual Forum Proceedings, Montreal, QC, Canada, April 29-May 1, 2008.
- [10] Walsh, D., Weiner, S., Arifian, K., Lawrence T., Wilson M., Millott, T., and Blackwell, R., "High Airspeed Testing of the Sikorsky X2 Technology DemonstratorTM", American Helicopter Society 67th Annual Forum Proceedings, Virginia Beach, VA, USA, May 3-5, 2011.
- [11] Cooke, A. and Fitzpatrick, E.; *Helicopter Test and Evaluation*; 2009, Wiley-Blackwell, ISBN: 978-1-4051-7254-7
- [12] Feil, R., Rinker, M., and Hajek, M., "Flight Testing of a Coaxial Ultralight Rotorcraft," AHS International 73rd Annual Forum, American Helicopter Society, Fort Worth, TX, May 2017
- [13] Feil, R., Eble, D., and Hajek, M., "Full-Scale Flight Testing and Comprehensive Analysis of a Coaxial Ultralight Rotorcraft," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 63, No. 4, 2018, pp. 1-12. doi: 10.4050/JAHS.63.042004
- [14] US Army Aviation and Missile Command. Handling Quality Requirements for Military Rotorcraft, Aeronautical Design Standard, Technical Report ADS-33E-PRF. U.S. Army Aviation and Missile Command (USAAMCOM), Redstone Arsenal, Alabama, 2000
- [15] Cameron, C., Karpatne, A., and Sirohi, J., "Performance and Vibratory Hub Loads of a Mach-Scale Coaxial Rotor in Hover", American Helicopter Society 70th Annual Forum Proceedings, Montreal, QC, Canada, May 20-22, 2014.
- [16] Cameron, C. G. and Karpatne, A. and Sirohi, J., "Performance of a Mach-Scale Coaxial Counter-Rotating Rotor in Hover", *Journal of Aircraft*, Vol. 53 (3), 2016, pp. 746-755. DOI: 10.2514/1.c033442
- [17] Cameron, C. G., and Sirohi, J., "Performance and Loads of a Model Coaxial Rotor Part I: Wind Tunnel Testing", American Helicopter Society 72nd Annual Forum Proceedings, West Palm Beach, FL, USA, May 17-19, 2016.
- [18] B. Passe, A. Sridharan, and J. Baeder, "Computational Investigation of Coaxial Rotor Interactional Aerodynamics in Steady Forward Flight", 33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA Aviation, Dallas, TX, USA, June 22-26, 2015, DOI:10.2514/6.2015-2883.
- [19] J. Schmaus, "Aeromechanics of a High Speed Coaxial Helicopter Rotor", PhD thesis, University of Maryland, College Park, 2017.
- [20] J. C. Ho and H. Yeo, "Rotorcraft Comprehensive Analysis Calculations of a Coaxial Rotor with Lift Offset", Proceedings of the American Helicopter Society 74rd Annual Forum, Phoenix, AZ, USA, May 14-17, 2018

- [21] Feil, R., Rauleder, J., and Hajek, M., "Aeromechanics Analysis of a Coaxial Rotor System in Hover and High-Advance-Ratio Forward Flight", 34th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA Aviation, Washington, DC, June 13-17, 2016.
- [22] Feil, R., Rauleder, J., and Hajek, M., "Vibratory Load Predictions of a High-AdvanceRatio Coaxial Rotor System Validated by Wind Tunnel Tests", Proceedings of the 43rd European Rotorcraft Forum, Milan, Italy, September 12-14, 2017.
- [23] Feil, R., Rauleder, J., Cameron, C. G., and Sirohi, J., "Aeromechanics Analysis of a High-Advance-Ratio Lift-Offset Coaxial Rotor System", Journal of Aircraft, accessed September 14, 2018. DOI: 10.2514/1.C034748.

11 Liste der erstellten Dokumentation

- [24] Vorhabenbeschreibung, DLR-Partnerantrag, Technologieentwicklung für Koaxiale Ultraleichte Hubschrauber CUroT – Analyse und Optimierung, 2015
- [25] Lehmann, Paul; Götz, Joachim; Andre Bauknecht; CUroT-Zwischenbericht DLR-Anteil, August – Dezember, 2015
- [26] Krenik, Alexander; Götz, Joachim; Andre Bauknecht; CUroT-Zwischenbericht DLR-Anteil, Januar – Juni, 2016
- [27] Nonnenmacher, Daniel; Götz, Joachim; Oliver Schneider; Andre Bauknecht; CUroT-Zwischenbericht DLR-Anteil, Juli –Dezember, 2016
- [28] Nonnenmacher, Daniel; Götz, Joachim; Oliver Schneider; Andre Bauknecht; CUroT-Zwischenbericht DLR-Anteil, Januar –Juni, 2017
- [29] Nonnenmacher, Daniel; Götz, Joachim; CUroT-Zwischenbericht DLR-Anteil, Juli – Dezember, 2017
- [30] Nonnenmacher, Daniel; Götz, Joachim; Oliver Schneider; CUroT-Zwischenbericht DLR-Anteil, Januar – Juni, 2018
- [31] Nonnenmacher, Daniel; Götz, Joachim; Oliver Schneider; Lukas Rottmann, CUroT-Zwischenbericht DLR-Anteil, Juni - Oktober, 2018
- [32] Cremer, Matthias: Einbaubericht Dok.-Nr. mW-edm-2016-0, 29.07.2016
- [33] Roland Feil, TUM-HT-1-2019, ABSCHLUSSBERICHT, Technologieentwicklung für Koaxiale Ultraleichte Hubschrauber Engl.: Coaxial Ultralight Rotorcraft Technology (CUroT), 2019
- [34] O. Schneider, „Ergebnisse der Schwingungsmessungen am edm Rotorkopf“, August 2016
- [35] O. Schneider, „Schlussfolgerungen aus den Ergebnissen der Schwingungsmessungen am edm Rotorkopf“, August 2016
- [36] O. Schneider, „Ergebnisse der 2. Schwingungsmessungen am edm Rotorkopf“, Dezember 2016
- [37] O. Schneider, „Durchführung und Ergebnisse des Standschwingversuchs am D-MAXR“, Technischer Bericht, Institut für Flugsystemtechnik, Braunschweig, August 2016